

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Приладобудівний факультет

(повна назва інституту/факультету)

Кафедра приладів і систем орієнтації та навігації

(повна назва кафедри)

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри

Бурау Н.І.

(прізвище та ініціали)

(підпис)

« _____ » 2019 р.

Дипломний проект

освітньо-кваліфікаційного рівня « бакалавр »
(назва ОКР)

з напрямку підготовки
(спеціальності)

6.051003 «Приладобудування»

(код та назва напрямку підготовки або спеціальності)

на тему:

Аналітичний компас

Виконав:
студент

IV курсу, групи ПГ-51

(шифр
групи)

Поліщук Ігор Миколайович

(прізвище, ім'я, по батькові)

(підпис)

Керівник

к. т. н., доцент, Мелешко В.В.

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

(підпис)

Рецензент

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

(підпис)

Засвідчую, що у цій дипломній
роботі немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент

(підпис)

Київ – 2019 рік

ЗМІСТ

ВСТУП	6
РОЗДІЛ 1	7
ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ АНАЛІТИЧНИХ КОМПАСІВ	7
1.1 Аналітичний компас без використання гіроскопічного датчика	7
1.2 Визначення кутів аналітичного компасу	8
1.3 Розрахунок похибки аналітичного компасу	13
1.4 Аналітичний компас з використанням гіроскопічного датчика	17
РОЗДІЛ 2	19
АНАЛІЗ ДИНАМІКИ ОСНОВНИХ СХЕМ ГІРОМАГНІТНИХ КОМПАСІВ	19
2.1 Схема з моментною пропорційною корекцією	19
2.2 Гіромагнітний компас за схемою компенсації.....	26
РОЗДІЛ 3	29
ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИКОРИСТУЄМОЇ АПАРАТУРИ.....	29
3.1 Модуль MPU-9250	29
3.2 Інтегровані сенсори в модуль MPU-9250	30
3.3 Пристрій Arduino Uno R3	32
РОЗДІЛ 4	34
КАЛІБРУВАННЯ ДАТЧИКІВ АНАЛІТИЧНОГО КОМПАСУ	34
4.1 Дослідження характеристик мікромеханічних акселерометрів	34
4.2 Модель вихідного сигналу акселерометра	35
4.3 Калібрування акселерометрів	36
4.4 Дослідження характеристик мікромеханічних датчиків кутової швидкості	41
4.5 Калібрування датчика кутової швидкості на обертальному стенді....	43
4.6 Дослідження характеристик магнітометрів	44
4.7 Метод найменших квадратів для обчислення параметрів магнітометрів.....	47
РОЗДІЛ 5	53
МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ АНАЛІТИЧНОГО КОМПАСУ В ДИНАМІЦІ	53
5.1 Математична модель прискорень, які впливають на роботу приладу	53

ВИСНОВКИ.....	56
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....	57
ДОДАТКИ.....	58
Код програми для зчитування невідкаліброваних значень з датчиків	58

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ

MEMS	Мікроелектромеханічні системи
ІВМ	Інерційно вимірювальний модуль
ПМК	Прилад магнітного курсу
АЦП	Аналого-цифровий перетворювач
КПА	Контрольно перевірна апаратура
ОДГ	Оптично ділильна головка
МНК	Метод найменших квадратів
MPU	Microprocessing Unit (мікропроцесорний блок)
ДКШ	Датчик кутової швидкості
СКВ	Середнє квадратичне відхилення

ВСТУП

В наш час магнітне поле Землі використовується для орієнтації рухомих об'єктів, які переміщуються в різних середовищах: на морських об'єктах різного типу (на воєнних кораблях, пасажирських, транспортних, торгових суднах), на різних підводних об'єктах (підводних човнах, торпедах, батискафах, станціях для гідрологічних досліджень і т.д.), на наземних об'єктах (наприклад, танках), в геодезії, картографії, при туристичному орієнтуванню, в спортивних іграх, широко використовується в авіації, на космічних апаратах для орієнтування і створення керуючих моментів.

Під навігацією розуміється рішення навігаційного завдання: визначення поточних координат місцезнаходження та швидкості об'єкта. Сьогодні існує велика кількість задач, де потребується точна оцінка положення фізичного тіла в тривимірному просторі.

Наприклад, створення доповненої реальності, де оцінка переміщення і орієнтації спостерігача необхідна для коректного відображення віртуальних об'єктів відносно нього. У рішенні подібних задач використовуються методи автономної навігації, засновані на використанні показань датчиків, закріплених безпосередньо на об'єкті, що рухається. Мікроелектромеханічні (МЕМС) датчики в нас час знаходять все більше застосування. Одночасно зі збільшенням випуску цих датчиків знижується ціна на них.

Метою даної бакалаврської роботи є вивчити інерціальну навігаційну систему, побудовану на бюджетному інерціально-вимірювальному модулі MPU-9250 як складової частини інтегрованої навігаційної системи.

РОЗДІЛ 1

ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ АНАЛІТИЧНИХ КОМПАСІВ

1.1 Аналітичний компас без використання гіроскопічного датчика

При аналітичному способі визначення магнітного курсу необхідна вихідна інформація для визначення напрямку вектору H (горизонтальній складовій МПЗ) і вектору сили тяжіння формується вимірюванням трьох ортогональних компонентів (наприклад, в пов'язаній з об'єктом системи координат: x, y, z) вектору напруженості магнітного поля Землі T_x, T_y, T_z , вимірюючих трьома магнітометрами, і вектору прискорення сили тяжіння g_x, g_y, g_z , вимірюючих, наприклад, трьома акселерометрами.

Застосовуючи ці величини, можуть бути визначені три кути орієнтації об'єкта: магнітний курс, тангаж і крен об'єкта.

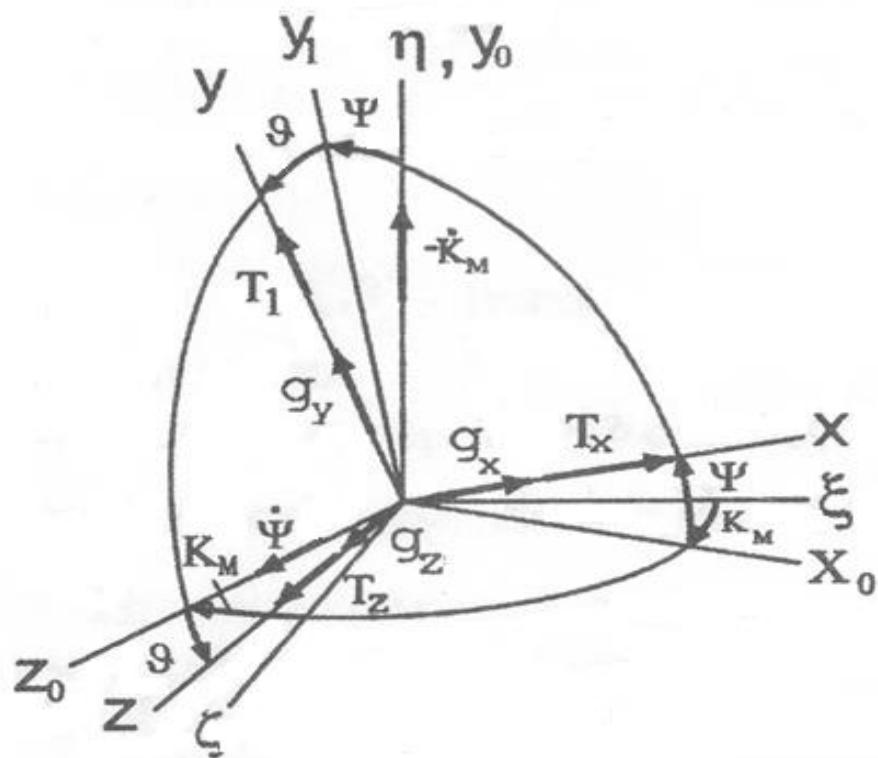


Рис.1.1. Кінематичний кресленик

На кінематичному кресленні (рис.1.1) показано відносне положення координатних осей: $\xi\eta\zeta$ – земної з магнітною орієнтацією (вісь ξ лежить в площині магнітного меридіана і в площині горизонту, направлена до північного геомагнітного полюсу N_M ; вісь ζ – вертикальна); x_0, y_0, z_0 – пов'язана горизонтальною; x, y, z – пов'язана з об'єктом (x – поздовжня вісь; y – нормальна; z – поперечна), а також складових $T_x, T_y, T_z, g_x, g_y, g_z$.

Показані також кути повороту об'єкта (осей x, y, z) відносно земної $\xi\eta\zeta$ системи координат – магнітний курс K_M , тангаж ψ , крен θ .

При використанні аналітичного методу потрібно приділяти увагу однаковості трьох акселерометрів, а також трьох магнітометрів. Основні переваги аналітичного способу – у великих можливостях мініатюризації приладів використанням мініатюрних акселерометрів та магнітометрів, а також можливість автономно вимірювати три кути орієнтації.

Такі гіроскопічні аналітичні компаси повинні витримувати вібрацію з рівнем 20 ... 30g в діапазоні частот до сотень герц і ударні навантаження до 100g тривалістю 6мс. Для передачі вимірюваної інформації в таких системах передбачений або електромагнітний або гідравлічний канал зв'язку [3].

1.2 Визначення кутів аналітичного компасу

Просторове положення на кожній ділянці траєкторії характеризується двома кутами – кутом курсу α та кутом тангажа θ .

Кут курсу визначають як кут між площиною меридіана і вертикальною площиною, що проходить через умовну вісь симетрії на даній ділянці траєкторії. Кут тангажу визначається від місцевої вертикалі. Крім поворотів на кут курсу та кут тангажу, аналітичний компас ще може повертатися на кут крена γ (кутом установки відхилення). Кути змінюються в межах:

$$0 < \alpha, \quad \gamma \leq 2\pi; \quad 0 \leq \theta \leq \pi.$$

Відповідно, вихідні сигнали акселерометрів, вісі чутливості яких орієнтовані по осях пов'язаної системи координат для нерухомого аналітичного компасу визначаються як проекції вектора g вісі чутливості:

$$a_x = g \sin \theta \sin \gamma,$$

$$a_y = -g \sin \theta \cos \gamma,$$

$$a_z = -g \cos \theta.$$

Кут тангажа розраховується по формулі:

$$\theta = -\arctg \frac{\sqrt{a_x^2 + a_y^2}}{a_z}.$$

Кут крена розраховується по формулі:

$$\gamma = -\arctg \frac{a_x}{a_y}.$$

Відповідно, що кут крена можна визначити тільки для неvertикальних площин. Для вертикальних площин замість кута крена використовується магнітний кут установки відхилення, який визначається по аналогічній формулі, в якій замість сигналів акселерометрів a_x і a_y використовують сигнали магнітометрів T_x і T_y . Практичне значення ці кути мають при необхідності установки відхилення на визначеній відстані для зміни орієнтації траєкторії.

Рівняння для вихідних сигналів магнітометрів мають вигляд:

$$T_x = H(-\cos \alpha \cos \theta \sin \gamma - \sin \alpha \cos \gamma) + Z \cos \theta \sin \gamma,$$

$$T_y = H(\cos \alpha \cos \theta \cos \gamma - \sin \alpha \sin \gamma) - Z \sin \theta \cos \gamma,$$

$$T_z = -H \cos \alpha \sin \theta - Z \cos \theta.$$

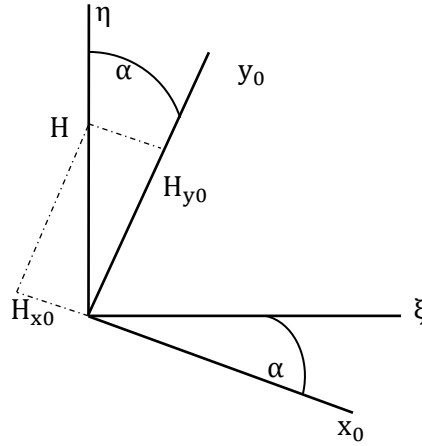


Рис. 1.2. Проекція вектора H на горизонтальній площині

Для отримання алгоритму визначення кута курсу використаємо проекції вектора H на горизонтальній площині (рис.2) H_{x0}, H_{y0} . З рис. 1.2 видно, що

$$\alpha = \arctg(-H_{x0} / H_{y0}).$$

З рис. 1.2 можна отримати рівняння:

$$\begin{aligned} H_{x0} &= T_x \cos \gamma + T_y \sin \gamma, \\ H_{y0} &= -T_x \sin \gamma \cos \theta + T_y \cos \gamma \cos \theta - T_z \sin \theta. \end{aligned}$$

Формула для визначення кута курсу має вигляд:

$$\alpha = \arctg \frac{T_x \cos \gamma + T_y \sin \gamma}{(T_x \sin \gamma - T_y \cos \gamma) \cos \theta + T_z \sin \theta}.$$

При куті тангажа до 3° , як правило, азимут не визначається у зв'язку зі значною похибкою вимірювання і обчислення.

Також можна використовувати традиційну систему кутів Ейлера-Крилова. Вона показана на рис.6.

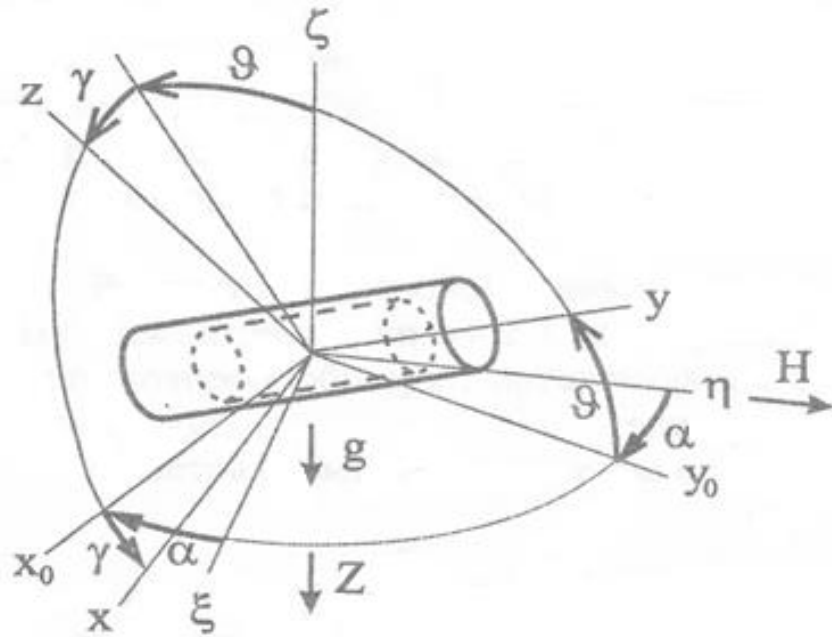


Рис. 1.3. Кути орієнтації (Ейлера-Крилова)

Для такої системи кутів:

$$\begin{aligned} a_x &= -g \cos \theta \sin \gamma, \\ a_y &= g \sin \theta, \\ a_z &= -g \cos \theta \cos \gamma. \end{aligned}$$

Кут тангажа розраховується по залежності:

$$\theta = \arcsin \left(\frac{a_y}{g} \right), \quad (1.1)$$

$$g = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2}.$$

Перевірка роботи каналів акселерометрів на працездатність здійснюється відповідно з формулою:

$$G_{min} \leq \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \leq G_{max},$$

де G_{min}, G_{max} – мінімальне і максимальне допустимі розрахункові значення модуля вектору прискорення сили тяжіння, виміряні на нерухомому приладі.

Кут крена визначають із співвідношення:

$$\gamma = -\arctg\left(\frac{a_x}{a_z}\right). \quad (1.2)$$

Вихідні сигнали магнітометрів, осі чутливості яких орієнтовані по осям пов'язаної системи координат, визначаються як:

$$\begin{aligned} T_x &= H(\cos\alpha \sin\theta \sin\gamma - \sin\alpha \cos\gamma) + Z \cos\theta \sin\gamma, \\ T_y &= H \cos\alpha \cos\theta - Z \sin\theta, \\ T_z &= -H(\sin\alpha \sin\gamma - \cos\alpha \cos\gamma \sin\theta) - Z \cos\theta \cos\gamma. \end{aligned}$$

де H і Z – горизонтальна та вертикальна складова вектора напруженості магнітного поля Землі T .

Контроль перевірки магнітометрів на працездатність проводиться за відповідною формулою:

$$T_{min} \leq \sqrt{T_x^2 + T_y^2 + T_z^2} \leq T_{max}, \quad (1.3)$$

де T_{min} , T_{max} – мінімальне та максимальне допустиме розрахункове значення модуля вектора напруженості магнітного поля Землі.

Для цього варіанту кутів:

$$\begin{aligned} H_{x0} &= T_x \cos\gamma + T_z \sin\gamma, \\ H_{y0} &= T_x \sin\gamma \cos\theta + T_y \cos\theta - T_z \sin\theta \cos\gamma. \end{aligned}$$

Формула для визначення кута курсу:

$$\alpha = \arctg \frac{-(T_x \cos\gamma + T_z \sin\gamma)}{(T_x \sin\gamma - T_y \cos\gamma) \cos\theta + T_y \sin\theta}. \quad (1.4)$$

У вірності отриманої формули можна переконатися, якщо підставити в її вираз T_x, T_y, T_z і провести відповідні перетворення.

1.3 Розрахунок похибки аналітичного компасу

Гіроскопічний аналітичний компас – складний прилад, що містить блок чутливих елементів, прилад обробки сигналів цих елементів і передачі оброблених сигналів споживачеві. Похибки в роботі будь-якої із складових частин аналітичного компасу приведуть до похибки вихідних параметрів. Але в першу чергу похибки аналітичного компаса залежать від похибки вимірювання прискорення сили тяжіння та компонентів вектора напруженості (магнітної індукції) магнітного поля Землі.

Розглянемо зв'язок похибок вимірювання акселерометрів і магнітометрів з похибками визначення кута курсу і тангажа.

Отримаємо вираз для похибки вимірювання кута крена γ . Для цього використаємо вираз (1.2) та $\Delta a_x, \Delta a_y$, які відповідають похибкам вимірювання складових прискорення.

Тоді $\Delta\gamma = \frac{\partial\gamma}{\partial a_x} \Delta a_x + \frac{\partial\gamma}{\partial a_z} \Delta a_z$, або після перетворення:

$$\Delta\gamma = \frac{a_z}{a_z^2 + a_x^2} \left(\Delta a_x - \frac{a_x}{a_z} \Delta a_z \right).$$

Якщо прийняти що $\Delta a_x = \Delta a_y$, то

$$\Delta\gamma = \frac{a_z - a_x}{a_z^2 + a_x^2} \Delta a.$$

Формула звертає увагу на випадок, коли проекції прискорення a_z, a_x однакові. Дійсно при таких же похибках отримаємо, що $\Delta\gamma = 0$.

Оцінимо похибку кута курсу. Для цього використаємо вираз (1.4):

$$\Delta\alpha = \frac{\partial\alpha}{\partial H_{x0}} \Delta H_{x0} + \frac{\partial\alpha}{\partial H_{y0}} \Delta H_{y0} = \frac{-1/H_{y0}}{1 + (H_{x0}/H_{y0})^2} \Delta H_{x0} + \frac{H_{x0}/H_{y0}^2}{1 + (H_{x0}/H_{y0})^2} \Delta H_{y0}.$$

Після перетворення, враховуючи, що $H_{x0}^2 + H_{y0}^2 = H^2$, отримаємо:

$$\Delta\alpha = \frac{1}{H^2} (H_{x0} \Delta H_{y0} - H_{y0} \Delta H_{x0}). \quad (1.5)$$

Звідси видно, що похибки вимірювання кута курсу залежать від величини H , тобто від широти. Зі збільшенням широти H - зменшується, а $\Delta\alpha$ - збільшується.

В якості прикладу розглянемо вплив похибок магнітометрів, припускаючи для спрощення, що у всіх трьох магнітометрів вони всі однакові- ΔT . Тоді варіюючи рівняння для H_{x0} і H_{y0} , отримаємо:

$$\begin{aligned} \Delta H_{x0} &= (\cos \gamma + \sin \gamma) \Delta T \\ \Delta H_{y0} &= (\sin \gamma \cos \theta + \sin \theta \cos \gamma) \Delta T. \end{aligned}$$

Підставляючи потрібні вирази в (6.5), отримаємо наближену і очевидно, громіздку формулу. Аналогічні результати отримаємо при оцінці впливу похибок акселерометрів. При чисельній оцінці похибок необхідно скористатися комп'ютером.

Нині, маючи потужні засоби для комп'ютерного моделювання, зручно чисельно оцінити похибки. Для цього запишемо формули розрахунку кутів з урахуванням похибок вимірювачів:

$$\begin{aligned} \theta_{np} &= \theta + \Delta\theta = \arcsin \frac{a_y + \Delta a_y}{\sqrt{(a_x + \Delta a_x)^2 + (a_y + \Delta a_y)^2 + (a_z + \Delta a_z)^2}}. \\ \gamma_{np} &= \gamma + \Delta\gamma = -\arctg \left((a_x + \Delta a_x) / (a_z + \Delta a_z) \right). \\ \alpha_{np} &= \alpha + \Delta\alpha = \arctg \frac{-(H_{x0} + \Delta H_{x0})}{H_{y0} + \Delta H_{y0}}. \end{aligned} \quad (1.6)$$

$$H_{x0} + \Delta H_{x0} = (T_x + \Delta T_x) \cos(\gamma + \Delta\gamma) + (T_y + \Delta T_y) \sin(\gamma + \Delta\gamma).$$

$$H_{y0} + \Delta H_{y0} = (T_x + \Delta T_x) \sin(\gamma + \Delta\gamma) \sin(\theta + \Delta\theta) + (T_y + \Delta T_y) \cos(\theta + \Delta\theta) - \\ - (T_z + \Delta T_z) \sin(\theta + \Delta\theta) \cos(\gamma + \Delta\gamma).$$

Похибки визначення кутів отримують у вигляді:

$$\Delta\theta = \theta_{np} - \theta,$$

$$\Delta\gamma = \gamma_{np} - \gamma,$$

$$\Delta\alpha = \alpha_{np} - \alpha.$$

При моделюванні похибок доцільно зробити оцінку у відповідності зі структурною схемою на рис.1.4. На ній в блоці 1 по формулам (1.1...1.4) розраховують ідеальне значення α, θ, γ , відповідні заданим $\alpha_3, \theta_3, \gamma_3$. В блоці 2 розраховують значення кутів при наявності похибок магнітометрів ΔT та акселерометрів Δa . У кожного з елементів вони можуть бути свої [3].

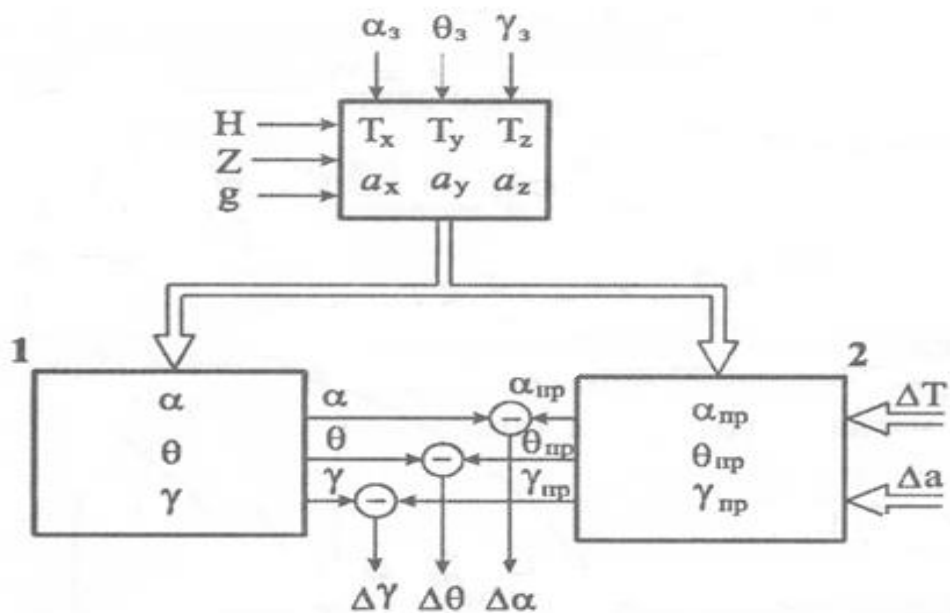


Рис.1.4. Структурна схема алгоритму розрахунку похибок

На графіках (рис. 1.5) приведені залежності, які характеризують вплив похибок акселерометрів Δa на похибку аналітичного компаса $\Delta\alpha, \Delta\theta, \Delta\gamma$.

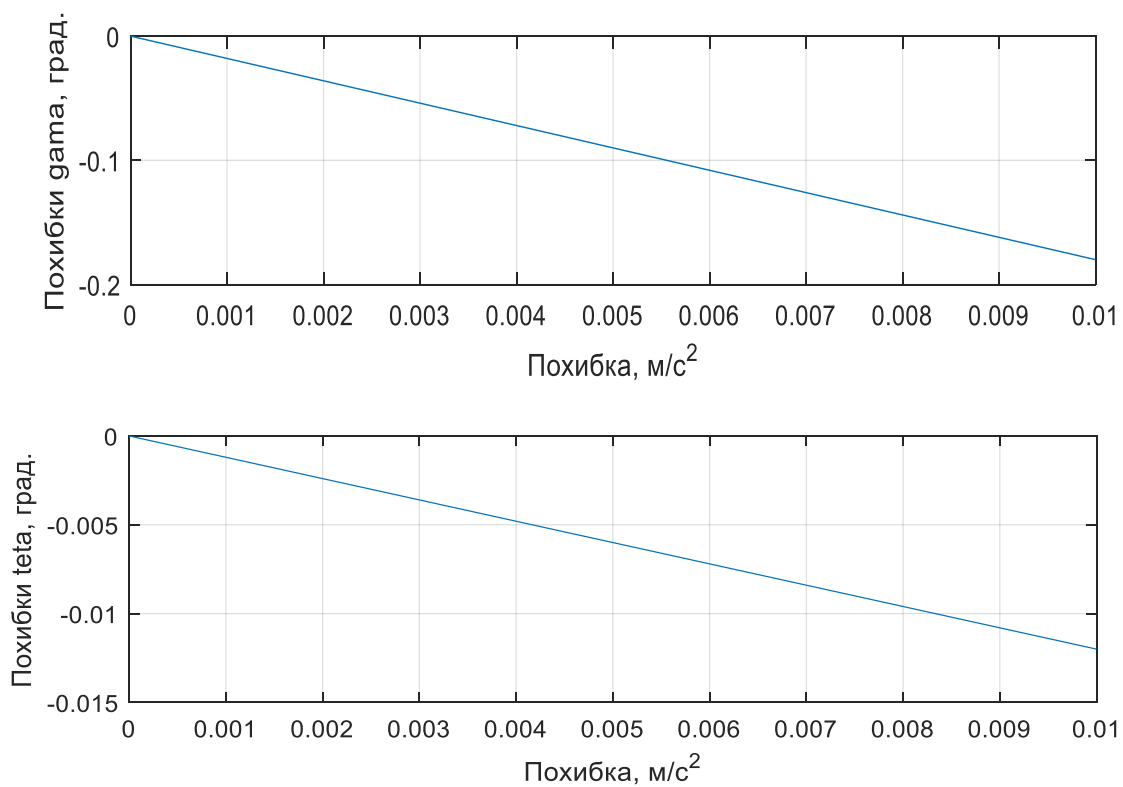


Рис.1.5. Вплив похибок акселерометрів

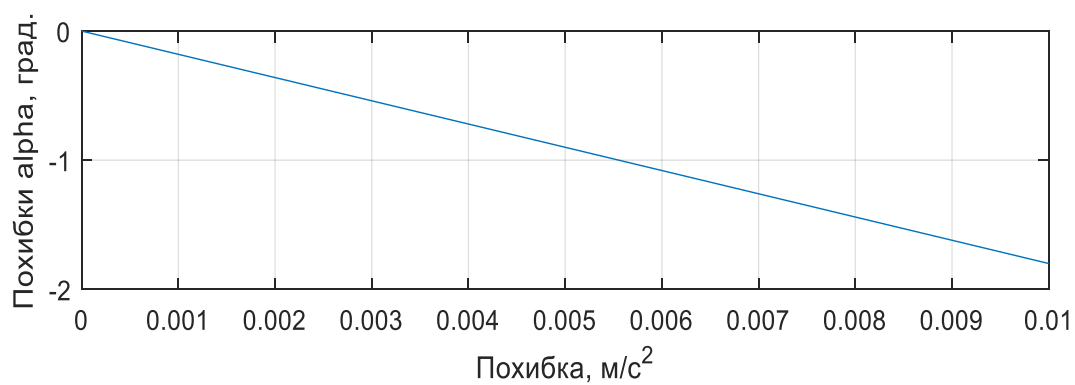


Рис.1.5. Вплив похибок акселерометрів

На графік (рис. 1.6) приведені похибки, які характеризують вплив похибок магнітометрів ΔT на похибки аналітичного компаса.

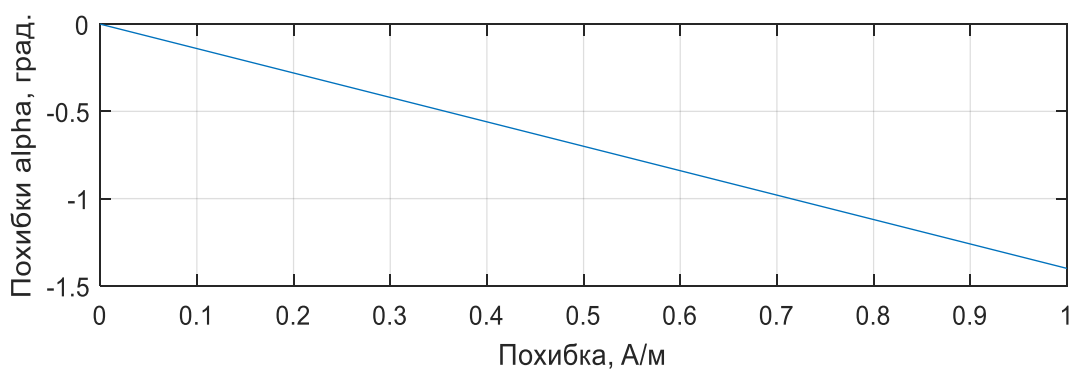


Рис.1.6. Вплив похибок магнітометрів

Можна відмітити, що похибки акселерометрів приводять до похибок у визначенні всіх кутів, похибки магнітометрів приводять тільки до похибок визначення кута курсу.

Наведені графіки дозволяють оцінити вимоги до чутливих елементів при заданих допустимих похибках аналітичного компаса.

1.4 Аналітичний компас з використанням гіроскопічного датчика

В останній час у зв'язку зі збільшенням кількості приладів, необхідних для розміщення на борту рухомих об'єктів, велика увага приділяється їх мініатюризації (особливо в ракетній техніці та авіації).

Суттєво, що крім системи орієнтації по курсу (магнітному курсу) можуть бути розроблені безкарданові системи орієнтації по тангажу і крену об'єкта. Для цього за допомогою трьох гіроскопічних датчиків вимірюють три складові кутової швидкості повороту об'єкта в зв'язаній системі координат, а для отримання сигналів, необхідних для комплексування, за допомогою трьох магнітометрів і трьох акселерометрів.

Отримаємо кутові швидкості зміни трьох кутів орієнтації (\dot{K} , $\dot{\psi}$, $\dot{\vartheta}$) по трьом складовим $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, за допомогою трьох датчиків кутової швидкості.

$$\begin{aligned}
w_x &= -\dot{K} \sin \psi + \dot{\vartheta}; \\
w_y &= -\dot{K} \cos \psi \cos \vartheta; \\
w_z &= \dot{K} \cos \psi \sin \vartheta + \dot{\psi} \cos \vartheta.
\end{aligned}
\tag{1.7}$$

Домножимо всі члени другого рівняння на $\sin \vartheta$, а третього рівняння на $\cos \vartheta$ і розрахуємо із отриманого першого рівняння друге.

Отримаємо:

$$w_y \sin \vartheta - w_z \cos \vartheta = -\dot{K} \cos \psi.$$

Звідси:

$$\dot{K} = (w_y \sin \vartheta - w_z \cos \vartheta) / \cos \psi. \tag{1.8}$$

Тепер домножимо друге рівняння сукупності рівнянь (1.7) на $\cos \vartheta$, а третього на $\sin \vartheta$ і отримаємо:

$$w_y \sin \vartheta - w_z \cos \vartheta = \dot{\psi}. \tag{1.9}$$

Тому з першого рівняння слідує наступне:

$$\dot{\vartheta} = w_x + \dot{K} \sin \psi. \tag{1.10}$$

Після підстановки в останнє рівняння значення із (1.8), знайдемо:

$$\vartheta = w_x + (w_y \sin \vartheta - w_z \cos \vartheta) \tan \psi. \tag{1.11}$$

Сукупність рівнянь (1.8), (1.9), і (1.11), відома під назвою кінематичних рівнянь Ейлера, дозволяє від складових кутової швидкості об'єкта в проекціях на осі пов'язаної системи координат перейти до кутових швидкостей зміни трьох кутів орієнтації рухомого об'єкта [3].

Інтегруванням цих рівнянь можна отримати поточне значення самих трьох кутів орієнтації. Але використання такого шляху отримання кутів орієнтації не в змозі забезпечити малу похибку визначення цих кутів із-за

особливостей операції комплектування: постійна похибка підінтегральної функції призводить до збільшення похибки інтеграла пропорційно часу.

Ще одна причина похибок – знехтування впливом в сигналах датчиків кутової швидкості із-за впливу кутових швидкостей. Вплив цих швидкостей проявляється в тому випадку, якщо використовуються точні датчики кутової швидкості з похибкою, приблизно, не більше $15^\circ/\text{година}$ ($7,3 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с}$).

Усунення цього недоліку можливо інтегруванням вимірювачів швидкості з позиційними датчиками.

РОЗДІЛ 2

АНАЛІЗ ДИНАМІКИ ОСНОВНИХ СХЕМ ГІРОМАГНІТНИХ КОМПАСІВ

Аналіз динаміки гіромагнітних компасів приведений для роботи гіромагнітного компасу (ГМК) з використанням моментної пропорційної корекції та для роботи з використанням датчика кутової швидкості. Надалі будемо користуватися виразом «прилад магнітного курсу» (ПМК), маючи на увазі під ним як магнітний компас, так і індукційний компас.

2.1 Схема з моментною пропорційною корекцією

В такій схемі швидкість корекції гіроскопа пропорційна різниці кутових положень ПМК і гіроскопа. Структурна схема розглянутих гіромагнітних компасів (ГМК) показана на рис. 2.1.

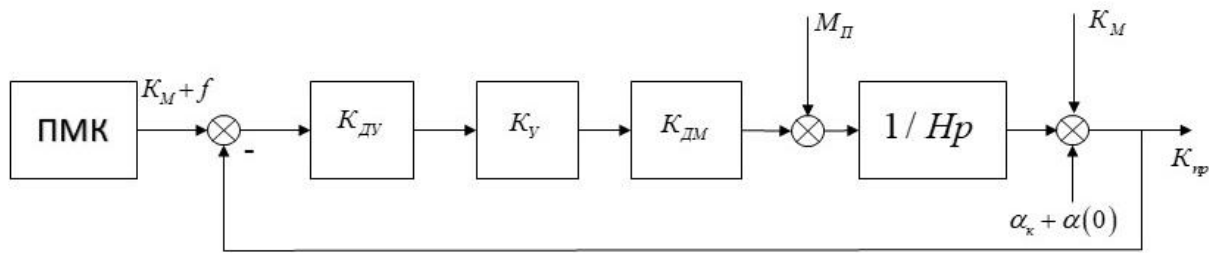


Рис. 2.1. Структурна схема ГМК з пропорційною корекцією гіроскопа

На схемі використані наступні позначення: $K_M + f$ - вихідний електричний сигнал ПМК; $K_{\Delta y}$ - коефіцієнт передачі датчика кута, який перетворює різницю кутів повороту ПМК і гіроскопа в електричний сигнал. K_y - коефіцієнт передачі підсилювача сигналу різниці. $K_{\Delta M}$ - коефіцієнт передачі датчика моменту на внутрішній осі підвісу гіроскопа (датчик кута і підсилювач вважаються безінерційними). M_n - сума моментів – завад, діючих навколо внутрішньої осі підвісу гіроскопа (момент сил сухого тертя на внутрішній осі підвісу гіроскопа, момент дебалансу і т.п.), яка викликає азимутальний відхід гіроскопа.

$\frac{1}{Hp}$ - спрощена передатна функція гіроскопа (на вході сумарний момент зовнішніх сил, діючий навколо осі підвісу гіроскопа, на виході кутова швидкість $\dot{\alpha}$ азимутального відходу гіроскопа. H - кінетичний момент гіроскопа; $p \equiv \frac{d}{dt}$ - символ диференціювання по часу, α_k - кінематичний відхід гіроскопа, який може бути викликаний рядом причин. По-перше, видимий відхід відносно земної системи координат внаслідок обертання супроводжуючого тригранника навколо осі ζ зі швидкістю w_ζ : $\alpha_s = -\int_0^t w_\zeta dt$. По-друге, це карданова похибка, яка може виникнути при нахилах об'єкту, або віражна похибка. $\alpha(0)$ - початкова неузгодженість в азимуті між ПМК і

гіроскопом. На схемі показаний від'ємний зворотній зв'язок для порівняння показання ПМК з вихідною величиною K_{np} .

При зміні магнітного курсу об'єкта змінюються не лише показники ПМК, а і показники гіроскопа. Тому на структурній схемі (рис. 2.1) K_m показаний двічі. Користуючись структурною схемою (рис. 2.1), складемо наступну залежність вихідної величини K_{np} гіромагнітного компаса в функції вимірювальної величини K_m завад, діючих на ПМК, на гіроскоп (сумарний момент завад, кінематичний відхід гіроскопа, обумовлений обертанням Землі) і параметрів комплексування гіромагнітної системи:

$$K_{np} = (K_m + f - K_{np}) \frac{k_{\partial y} k_y k_{\partial m}}{H p} + \frac{M_n}{H p} + \alpha_\kappa + \alpha(0) + K.$$

Введемо позначення: $n = k_{\partial y} k_y k_{\partial m}; T = \frac{H}{n}$.

В нових позначеннях після перетворення отримаємо:

$$K = K + \frac{1}{n(Tp + 1)} f + \frac{1}{n(Tp + 1)} M_n + \frac{Tp}{Tp + 1} \alpha_\kappa + \frac{Tp}{Tp + 1} \alpha(0). \quad (2.1)$$

Із виразу (2.1) слідують такі висновки відносно переваг гіромагнітного компаса:

По-перше, розглянутий прилад (комплексуюча система) вимірює магнітний курс об'єкта безінерційно, інакше кажучи, система інваріантна до характеру зміни вимірювальної величини. Це досягається завдяки миттєвій реакції гіроскопа на зміну курсу об'єкта;

По-друге, похибка магнітного компаса в розглянутій системі пропускається через інерційну ланку, що свідчить про можливість згладжування високочастотної складової похибки.

Зупинимось на перевагах гіромагнітного компаса трохи докладніше шляхом числового прикладу [1]. Нехай $H = 1 \text{ Нмс} (\approx 10^4 \text{ Гсмс})$; $T = 30 \text{ с}$. При цих значення параметрів $n = \frac{H}{T} = \frac{1}{30} \text{ Нм}$.

Розглянемо спочатку вплив похибки комплексуючих приладів. При $f = \text{const}$ і нульових початкових умовах, тобто при $f(0) = 0$ передатня функція похибки гіромагнітного компаса перешкоди f визначаються виразом $\Delta K_f = \frac{1}{Tp + 1} f$, а закон зміни в часі: $\Delta K_f = \left(1 - e^{-\frac{t}{T}}\right) f$.

В сталому режимі, тобто при $t \gg T$ отримаємо $\Delta K_f = f$. Тому постійні похибки магнітного компаса, обумовлені, наприклад, неточністю врахування магнітного схилення або магнітною девіацією, $\Delta K_f = f$, тобто похибка гіромагнітного компаса рівна похибці магнітного компаса. Отже, статичні похибки ПМК повністю переходять у сталу похибку гіромагнітного компаса.

Розглянемо вплив коливальної складової ПМК. Будемо вважати коливальну складову похибки ПМК гармонічною і скористаємось поняттям коефіцієнта згладжування, який визначається модулем оберненої частотної передатньої функції:

$$k_{\text{сзл}f} = \sqrt{T^2 w_f^2 + 1} \quad (2.2)$$

Якщо вважати частоту w_f зміни перешкоди f $w_f \geq 1 \text{ с}^{-1}$, то

$$k_{\text{сзл}f} \approx T w_f \geq 30.$$

Перейдемо до оцінки впливу похибки від перешкод гіроскопа.

В гіроскопі напрям впливу M_n відображається виразом:

$$\Delta K = \int_0^t \frac{M_n}{H} dt.$$

При $M_n = const$ похибка гіроскопа напрямку від впливу M_n буде:

$$\Delta K_{mn} = \frac{M_n}{H} t,$$

Тобто похибка накопичується з часом і час використання приладу обмежується часом накопичення похибки до допустимої.

Похибка від M_n в гіромагнітному компасі визначається за формулою:

$$\Delta K_{mn} = \frac{1}{n(Tp + 1)} M_n. \quad (2.3)$$

В гіромагнітному компасі похибка приладу від M_n не накопичується, а при $M_n = const$ досягається по експоненціальному закону обмеженого значення:

$$\Delta K_{mn} /_{max} = \frac{M_n}{n}.$$

Чисельне значення цієї похибки при $M_n = const = 10^{-4} \text{ Нм(1Гсм)}$ буде

$$\Delta K_{mn} /_{max} = 30 \cdot 10^{-4} \text{ рад} \approx 0,6172 \text{ град} \approx 10,3 \text{ кут.хв.}$$

Визначимо ступінь зменшення впливу інфранизкочастотної коливальної складової M_n . Скористаємося для цього наступною залежністю, яка пов'язує M_n з кутом відходу гіроскопа напрямку α_{yx} від моменту M_n :

$$\alpha_{yx} = \frac{1}{Hp} M_n.$$

Отже,

$$M_n = Hp \alpha_{yx}. \quad (2.4)$$

Підставивши цей вираз M_n в (2.2) отримаємо

$$\Delta K_{mn} = \frac{Hp}{n(Tp+1)} \alpha_{yx} = \frac{Tp}{Tp+1} \alpha_{yx}.$$

Коефіцієнт згладжування гармонічних перешкод α_{yx} , які змінюються з частотою w_α в гіромагнітному компасі визначаються формулою:

$$k_{cgl\alpha} = \frac{\sqrt{T^2 w_\alpha^2 + 1}}{T w_\alpha}. \quad (2.5)$$

Якщо $w_\alpha \leq 10^{-3-1}$, мінімальне значення коефіцієнту згладжування:

$$k_{cgl\alpha} \approx \frac{1}{Tw} \geq \frac{1}{30 \cdot 10^{-3}} \approx 33.$$

Як слідує з (2.5) при зміні w_α від 0 до ∞ коефіцієнт згладжування змінюється від ∞ до 1.

Дамо оцінку впливу кінематичних відходів α_k в гіромагнітному компасі. Оскільки $p\alpha_k = -w_\zeta(p)$, де $w_\zeta = w \sin \varphi + \frac{v \sin k}{R} \operatorname{tg} \varphi$ - кутова швидкість обертання земної системи координат навколо вертикальної осі ζ ($w = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ - кутова швидкість обертання Землі; φ - географічна широта місцезнаходження об'єкта; k - курс об'єкта; $R=6371$ км - середній радіус Землі).

Для помірних широт: $w \sin \varphi \ll \frac{v \sin k}{R} \operatorname{tg} \varphi$, отже $w_\zeta = w \sin \varphi$. Похибка гіромагнітного компаса від α_k визначиться залежністю:

$$\Delta K_{\alpha k} = -\frac{T w_\zeta}{Tp+1}. \quad (2.6)$$

Для помірних широт в усталеному режимі:

$$\Delta K_{\alpha k} /_{\text{угл}} = -T w_\zeta = -30 \cdot 7,29 \cdot 10^{-5} \sin \varphi, \text{ рад} = -7,32 \sin \varphi, \text{ угл. мин}$$

Розглянуту похибку від кінематичного відходу гіроскопа при необхідності можна суттєво зменшити одним з наступних двох способів: 1) використанням додаткової системи корекції, аналогічній системі азимутальної корекції в гіроскопі напрямку; 2) підвищенням степені астатизму системи корекції гіроскопа від ПМК; переходом від системи позиційної корекції до системи інтегрально-позиційної (див. нижче) корекції.

Похибка:

$$\Delta K_{\alpha(0)} = \frac{Tp}{Tp+1} \alpha(0) \quad (2.7)$$

від початкової неузгодженості між показами ПМК і гіроскопа в усталеному режимі відсутня, оскільки $\alpha(0) = const$. В процесі узгодження гіроскопа з ПМК ця похибка змінюється по закону:

$$\Delta K_{\alpha(0)} = \alpha(0) e^{\frac{t}{T}}. \quad (2.8)$$

В реальних умовах похибки f ПМК і α_{yx} гіроскопа являються випадковими функціями часу. При відомих межах вона повністю характеризується їх математичним сподіванням і дисперсією.

Математичне сподівання і дисперсію гіромагнітного компаса можна визначити за формулою:

$$\Delta \bar{K}_{np} = \bar{f} + T \bar{\dot{\alpha}}_y; \quad (2.9)$$

$$D_{Knp} = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left(\frac{1}{T^2 w_f^2 + 1} S_f(w) + \frac{T^2}{T^2 w_{ay}^2 + 1} S_{\dot{\alpha}_y}(\alpha) \right) dw \quad (2.10)$$

де $\Delta \bar{K}_{np}$ і D_{Knp} - математичне сподівання і дисперсія похибки

гіромагнітного компаса; w_f, w_{ay} - частоти зміни похибки f ПМК і $\dot{\alpha}_y$

гіроскопа; $S_f(w)$ і $S_{\dot{\alpha}_y}(\alpha)$ - спектральні щільності перешкоди f і швидкості гіроскопа.

Математичне сподівання $\overline{\dot{\alpha}_y}$ швидкості відходу гіроскопа містить два доданки: швидкість динамічного відходу від систематичної складової M_n і швидкості кінематичного відходу $\dot{\alpha}_k = -w_\zeta$ із-за обертання Землі. Останню, як уже відмічалось, можна компенсувати, якщо додатком моменту до внутрішньої рамки гіроскопа змусити його прецесувати зі швидкістю, рівно швидкості w_ζ обертання Землі (як в системі азимутальної корекції гіроскопа напрямку).

Отже, постійну часу T можна оптимізувати по мінімуму дисперсії похибки гіромагнітного компаса. Про існування такого мінімуму можна судити з того, як показує вираз (2.10), один доданок дисперсії збільшується зі збільшенням, а інший доданок – зменшується [1].

2.2 Гіромагнітний компас за схемою компенсації

Основна схема ГМК з пропорційною корекцією представлена на рис.2.1. Спростимо схему до стандартного вигляду [2] і представимо її у вигляді рис.2.2. Тут K_m – магнітний курс; K_{np} – приладний курс; f – перешкода індукційного датчика; M_n – момент перешкод гіроскопа; H – кінетичний момент; α_k – кінематичний відхід гіроскопа, обумовлений обертанням Землі та іншими причинами; p – оператор диференціювання.

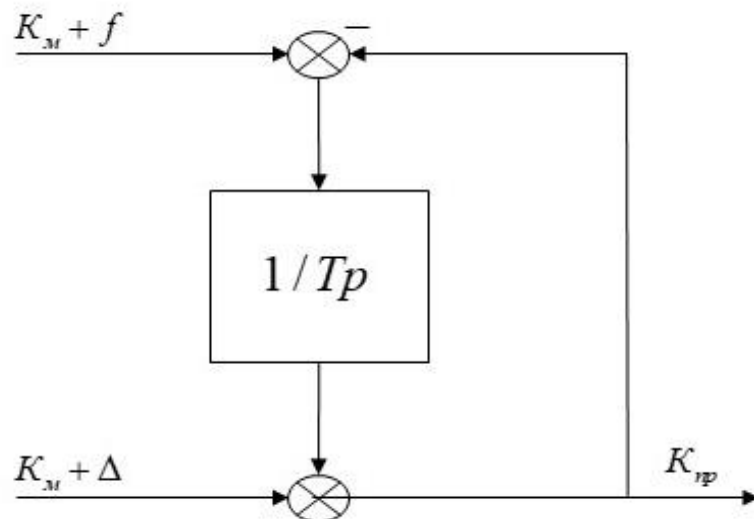


Рис. 2.2. Схема ГМК з пропорційною моментною корекцією

Тут $T = \frac{H}{n}$ - постійна часу; $n = k_{\partial y} k_y k_{\partial m}$ - коефіцієнт передачі, який визначається датчиком кута, підсилювачем, датчиком моменту; $\Delta = \alpha_k + \alpha(0) + \alpha_{\partial}$ - перешкода; $\alpha_{\partial} = \int_0^t \frac{M_n}{H} dt$ - кут власного дрейфу гіроскопа; $\alpha(0)$ - початкова неузгодженість; α_k - кут кінематичного дрейфу, $K_m + f$ - вихідний сигнал вимірювача магнітного курсу; $K_m + \Delta$ - вихідний сигнал гіроскопа.

В цьому випадку гіроскоп виступає в ролі інтегратора і являється елементом замкнутої системи. Вихідний сигнал в такій системі може бути представлений виразом (..) у формі:

$$K_{np} = K_m + \frac{1}{Tp + 1} f + \frac{Tp}{Tp + 1} \Delta. \quad (2.11)$$

З нього видно, що для високочастотної перешкоди f передатня функція $W_1(p) = \frac{1}{Tp + 1}$ відповідає низькочастотному фільтру, а для низькочастотної перешкоди Δ передатня функція $W_2(p) = 1 - W_1(p)$.

Іншою розповсюдженою схемою комплексування являється «схема компенсації». В загальному вигляді вона представлена на рис. 2.3.

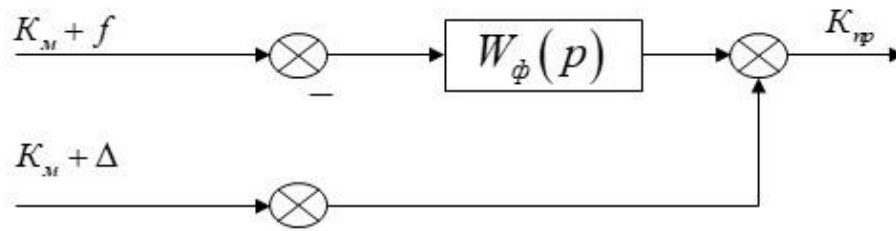


Рис. 2.3. ГМК за схемою компенсації

Вираз для передатньої функції фільтра $W_\phi(p)$, враховуючи, що на рис. 2.3 передатня функція коректувального фільтра:

$$W_\kappa(p) = \frac{1}{Tp} \quad (2.12)$$

З рис. 2.2 можна записати:

$$K_{np} = K_m + \frac{W_\kappa(p)}{W_\kappa(p) + 1} f + \frac{1}{W_\kappa(p) + 1} \Delta. \quad (2.13)$$

З рис. 2.3 можна записати:

$$K_{np} = K_m + W_\phi(p) f + (1 - W_\phi(p)) \Delta. \quad (2.14)$$

Звідси слідує, що $W_\phi(p) = \frac{W_\kappa(p)}{W_\kappa(p) + 1}$, а для $W_\kappa(p)$ отримаємо:

$$W_\kappa(p) = \frac{1}{Tp + 1}. \quad (2.15)$$

Аналіз виразів для K_{np} показує, що ГМК, побудований за схемою компенсації з фільтром у вигляді аперіодичної ланки, має такі ж

характеристики, що і ГМК, побудований за схемою слідкуючої системи з коректувальним фільтром у вигляді інтегратора. Потрібно відмітити, що функції інтегратора може виконувати не тільки гіроскоп. Постійна часу T має величину приблизно 30с. Аперіодична ланка може бути отримана шляхом обхвату інтегратора від'ємного оберненого зв'язку.

РОЗДІЛ 3

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИКОРИСТУЄМОЇ АПАРАТУРИ

3.1 Модуль MPU-9250

Для визначення орієнтації в тривимірному просторі в даній роботі використовується набір з трьох різних сенсорів, які входять в склад модуля MPU-9250 (рис. 3.1) на виході якого можливо отримати напругу.

Набір сенсорів, які використовуються в даній роботі:

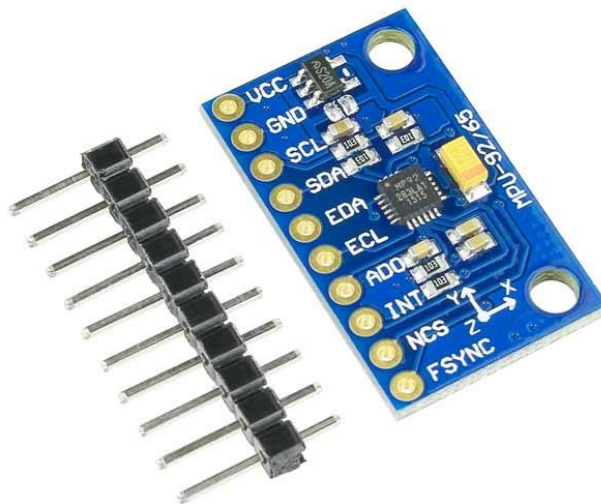


Рис. 3.1. Модуль MPU-9250

MPU-9250 має декілька сенсорів: це і гіроскоп, і акселерометр, і магнітометр – всі три пристрої в одному, що дуже зручно.

3.2 Інтегровані сенсори в модуль MPU-9250

Акселерометр – датчик, який вимірює кутове прискорення (проекцію удаваного прискорення), яка складається з істинного прискорення і прискорення вільного падіння. Показання датчика можна отримувати в м/с^2 , або в g (кількості прискорень вільного падіння). Якщо датчик нерухомий, або рухається рівномірно, то вихідні дані датчика будуть збігатися з прискоренням вільного падіння, вектор якого завжди спрямований вниз (до землі). Таким чином, знаючи проекцію вектора прискорення вільного падіння на осі x , y , z можна обчислити положення датчика щодо поверхні землі (кути: «крен» і «тангажу»),

Гіроскоп – датчик, який вимірює кутову швидкість навколо власних осей. Показання датчика можна отримувати в $^\circ/\text{с}$ або рад/с . Даний датчик здатний визначати вплив моменту зовнішньої сили навколо своїх осей. Використовуючи ці дані можна компенсувати вплив істинного прискорення на акселерометр.

Магнітометр – датчик, який вимірює індукцію магнітного поля. Показання датчика можна отримувати в МГс, або в мкТл. Даний датчик здатний визначати своє положення в просторі щодо магнітних полюсів землі. Додавання цього датчика до двох попередніх дає можливість отримати останній кут Ейлера - «курс», а так само вплинути на точність визначення попередніх двох кутів «крен» і «тангажу».

З кожним роком точність таких датчиків збільшується, а вартість постійно зменшується. МЕМС-датчики, як правило, оснащуються інтегрованою електронікою обробки сигналу і не мають рухомих частин. Цим обумовлюється їх висока надійність і здатність забезпечити стабільні показання в достатньо жорстких умовах навколишнього середовища (перепади температур, удари, вологість, вібрація, електромагнітні та високочастотні перешкоди). Сукупність даних переваг спонукає виробників

для різних сфер застосування (від авіа – і автомобілебудування до побутової техніки) використовувати в своїх розробках ті чи інші МЕМС-сенсори.

Основні характеристики:

- Напруга живлення модуля: 3.5-5В (є внутрішній стабілізатор)
- Тип підключення: шина I2C або SP
- Розрядність даних: 16 біт АЦП, 16 біт дані
- Діапазони гіроскопа: $\pm 250/500/1000/2000^\circ / \text{с}$
- Діапазони акселерометра: $\pm 2 / \pm 4 \pm 8 \pm 16g$
- Діапазони магнітометра: $\pm 4800\mu\text{T}$
- Додаткові виходи: AUX I2C-шина (для підключення датчика тиску)
- Монтаж: високоякісний автоматизований, монтажні майданчики покриті напиленням золотом
- Крок контактів: 2.54 мм
- Розміри модуля: 15 x 25 мм.
- Вага модуля: 2г

3.3 Пристрій Arduino Uno R3

Наведений вище модуль було використано в поєднанні з Arduino Uno R3 (рис 3.1).

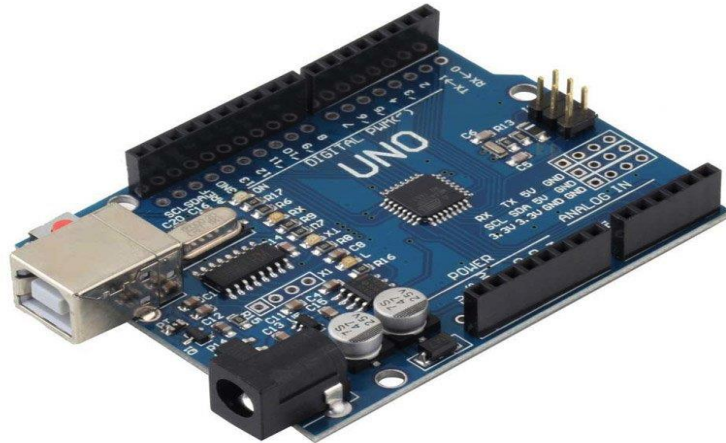


Рис. 3.2. – Плата Arduino Uno R3

Плата Arduino Uno R3 побудована на мікроконтролері ATmega 328P і працює на частоті 16 МГц.

У його склад входить все необхідне для зручної роботи з мікроконтролером: 14 цифрових входів/виходів (з них 6 можуть використовуватися в якості ШІМ-виходів), 6 аналогових входів, кварцовий резонатор на 16 МГц, роз'єм USB, роз'єм живлення, роз'єм для внутрішньо-схемного програмування (ICSP) і кнопка скидання. Для початку роботи з приладом достатньо просто подати живлення від AC /DC-адаптера або батарейки, або підключити його до комп'ютера за допомогою USB-кабелю. В даній платі вбудований чіп CH340G. На базі Arduino Uno можна легко і швидко зібрати прототип власного розумного пристрою, будь-то робот, контролер розумного дому, смарт-іграшка чи ЧПУ-станок.

Основні характеристики:

- Мікроконтролер - ATmega328

- Робоча напруга - 5В
- Напруга живлення (рекомендована) - 7-12В
- Напруга живлення (граничне) - 6-20В
- Цифрові входи/виходи 14 (з них 6 можуть використовуватися в якості ШІМ-виходів)
- Аналогові входи - 6
- Максимальний струм одного виведення - 40 мА
- Максимальний вихідний струм виводу - 3.3V 50 мА
- Flash-пам'ять - 32 КБ (ATmega328) з яких 0.5 КБ використовуються загрузчиком
- Оперативна пам'ять SRAM - 2 КБ (ATmega328)
- Постійний запам'ятовувальний пристрій EEPROM - 1 КБ (ATmega328)
- Тактова частота - 16 МГц

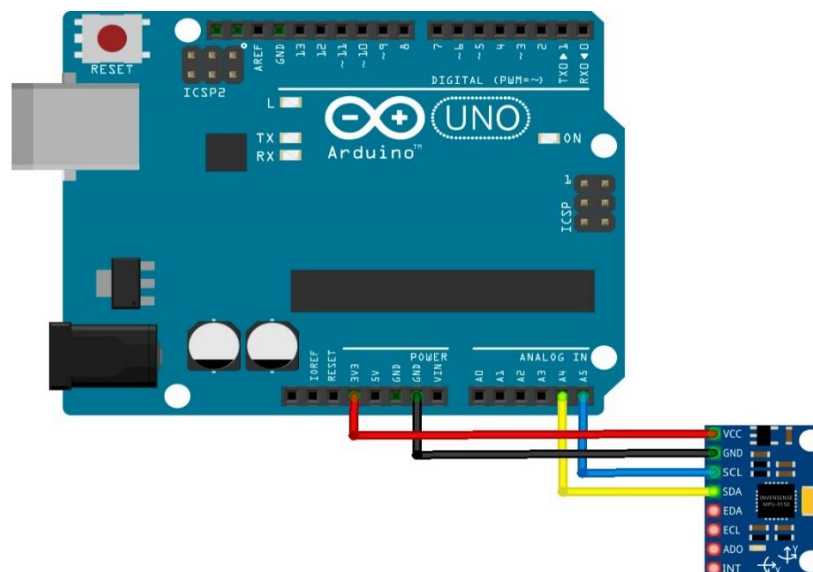


Рис 3.3 – Підключення модуля MPU-9250 до плати Arduino Uno R3

РОЗДІЛ 4

КАЛІБРУВАННЯ ДАТЧИКІВ АНЛІТИЧНОГО КОМПАСУ

4.1 Дослідження характеристик мікромеханічних акселерометрів

Низькочастотні лінійні акселерометри є одним з основних чутливих елементів сучасних систем орієнтації і навігації. Акселерометр призначений для вимірювання проекцій лінійного прискорення об'єкта a , на якому він встановлений, на свою вертикальну вісь. Дуже важливо пам'ятати, що акселерометр вимірює удаване прискорення:

$$a=W-g', \quad (4.1)$$

де W – вектор абсолютного лінійного прискорення, g' – гравітаційне прискорення.

Рівняння (4.1) є основним рівнянням інерціальної навігації.

Нехай вимірювальною віссю акселерометра є вісь Z . Тоді в ідеалі вихідний сигнал акселерометра (наприклад – струм, напруга, код АЦП), повинен бути пропорційним проекції уявного прискорення (4.1) на вісь Z :

$$U_{az}=k_z a_z, \quad (4.2)$$

де k_z – спільний передатний коефіцієнт (масштабний коефіцієнт), що включає передатний коефіцієнт датчика переміщень інерціальної маси акселерометра, передатні коефіцієнти підсилювача та інших можливих перетворювачів ланцюга.

В дійсності кожен окремий екземпляр акселерометра має свої індивідуальні особливості у вигляді масштабного коефіцієнта, зміщення нуля, перехресних зв'язків та інших параметрів.

Для забезпечення високої точності систем орієнтації і навігації необхідно мати високоточну інформацію від вимірювачів, що може бути

забезпечено тільки за умови урахування вказаних особливостей кожного акселерометра.

Спочатку складається адекватна модель вихідного сигналу акселерометра, що враховує його особливості та похибки. Потім визначаються параметри цієї моделі. В подальшому, при штатній роботі системи, вихідний сигнал акселерометра перетворюється з урахуванням прийнятої моделі, щоб максимально точно визначити проекції уявного прискорення вздовж базових осей системи. Визначення параметрів вихідних сигналів вимірювачів (параметрів їх математичних моделей) з метою подальшого їх урахування називають калібруванням [8].

4.2 Модель вихідного сигналу акселерометра

З одного боку, чим більше модель враховує особливості вимірювальних пристроїв, тим з більшою точністю можна визначити величини, що вимірюються. Однак, надлишкове ускладнення моделі призводить до збільшення об'єму обчислень, що не є виправданим, якщо модель доповнюється малозначущими складовими.

Залежність вихідного сигналу акселерометра від прискорення, що вимірюється, є нелінійною, та допускає лінеаризацію тільки для обмеженого діапазону прискорень, що вимірюються.

Доповнимо ідеальну модель вихідного сигналу акселерометра (4.2) наступними складовими:

- зміщення нуля акселерометра U_{az0} ;
- коефіцієнти перехресної чутливості $k_{zx}a_x, k_{zy}a_y$;
- шум акселерометра n_{az} ;

Тоді вихідний сигнал акселерометра (1.2) приймає вигляд:

$$U_{az} = k_z a_z + k_{zx} a_x + k_{zy} a_y + U_{az0} + n_{az}; \quad (4.3)$$

Важливо відмітити, що модель вимірювань (4.3) – це модель не чутливого елемента акселерометра, а модель всього вимірювального тракту, що включає сам чутливий елемент, а також вимірювальні, підсилюючі та перетворювальні елементи.

4.3 Калібрування акселерометрів

Задачею калібрування акселерометрів є визначення параметрів моделі його вихідного сигналу (4.3) з метою їх урахування при обчисленні дійсного значення уявного прискорення a_z .

Калібрування низькочастотних лінійних акселерометрів виконується на спеціальних стендах шляхом задання тестових вхідних впливів (прискорень) і вимірюванням вихідних сигналів акселерометрів.

Калібрування акселерометрів в діапазоні $\pm 1g$ здійснюється шляхом задання відомих положень акселерометра відносно вектору прискорень сили тяжіння g . За необхідності калібрування акселерометра чи інерціального вимірювального модуля (ІВМ) в більш широкому діапазоні прискорень використовуються спеціальні центрифуги.

Для високоточного задання положення акселерометра відносно вектору сили тяжіння g , було використано поворотний стіл типу КПА-5, що забезпечує точність повороту акселерометра на рівні приблизно 5-20 кутових секунд.

На рис. 4.1 та 4.2 показано поворотний стіл типу КПА-5. За допомогою горизонтуючих ніжок поворотного стенда (див. рис.4.1 для КПА-5) виставити нижню основу платформи в площину горизонту, орієнтуючись на покази вбудованих в неї рівнів. Повертаючи ручки поворотного стенду, що

забезпечують його рух навколо вісей X і Y , добитися виставки верхнього стола поворотного стенду в площину горизонту. Перевірку виставки необхідно виконувати рівнем з точністю не гірше 4 кут. хв. по осям обертання X і Y .



Рис. 4.1 - КПА-5

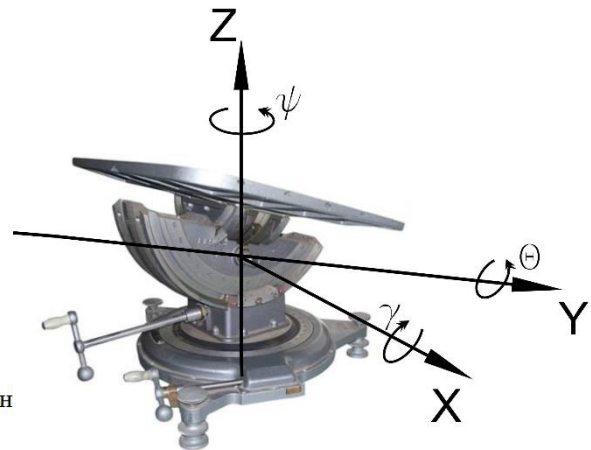


Рис. 4.2 - Осі повороту пов'язані з поворотним стендом КПА-5

Вимірювальний модуль MPU-9250, на якому розміщено трьохосьовий акселерометр, було встановлено однією з своїх баз на площадку КПА-5 і притиснуто другою базою до однієї з бокових баз площадки. Таким чином забезпечується паралельність однієї з осей вимірювального модуля відносно осі обертання ОДГ.

Для здійснення калібрування вісь обертання КПА-5 і базову платформу було виставлено в горизонті також з точністю до 5 – 10 кутових секунд з використанням прецизійних рідинних рівнів. Це дозволяє з високою точністю зорієнтувати базові осі вимірювального модуля, а значить і акселерометра відносно вектору прискорення сили тяжіння g .

Вихідні значення з вимірювального модуля було отримано в діапазоні від -30° до $+30^\circ$ з кроком 10° . Самі ж значення напруги для акселерометрів в кожному положенні зчитувались протягом 10с.

Після проведення експерименту було отримано вихідні значення сигналів акселерометрів x , y , z . Було визначено масштабний коефіцієнт, зміщення нуля та побудовано відповідні графіки для кожної з осей:

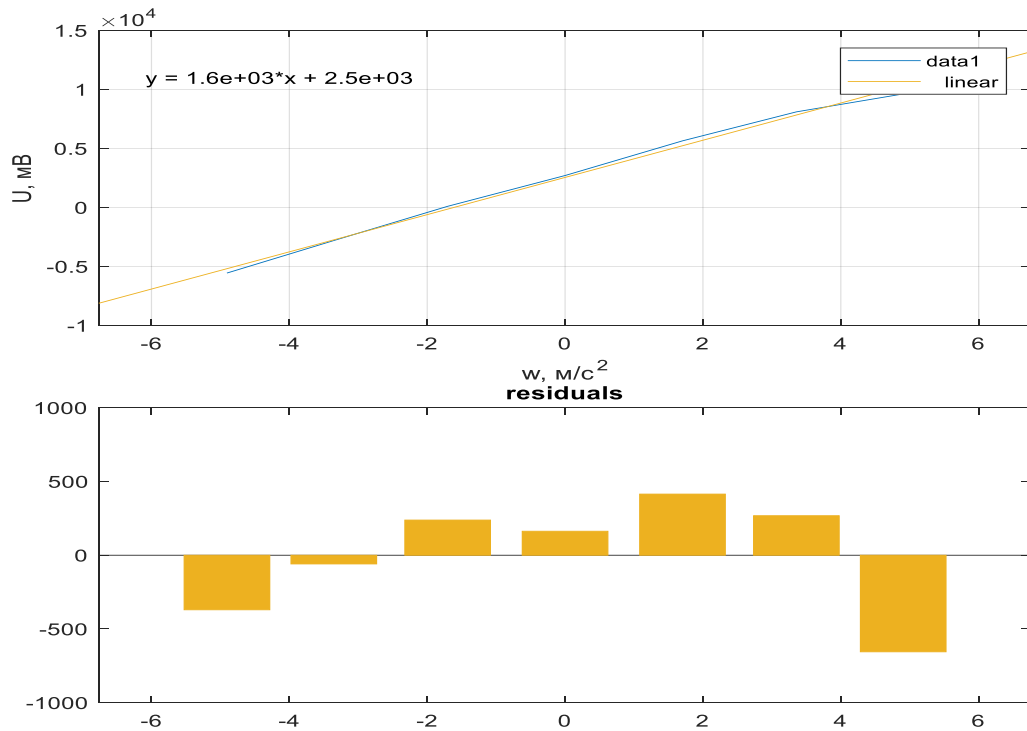


Рис. 4.3. Графіки вихідного сигналу акселерометра по осі x та нев'язки між експериментальним та розрахунковим графіками

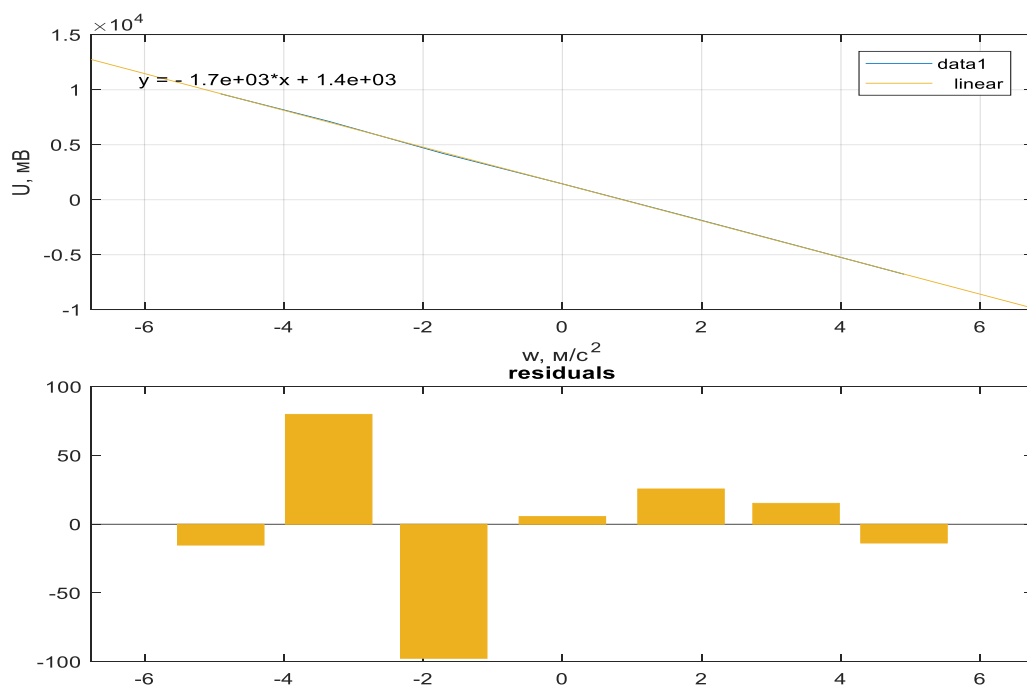


Рис. 4.4. Графіки вихідного сигналу акселерометра по осі y та нев'язки між експериментальним та розрахунковим графіками

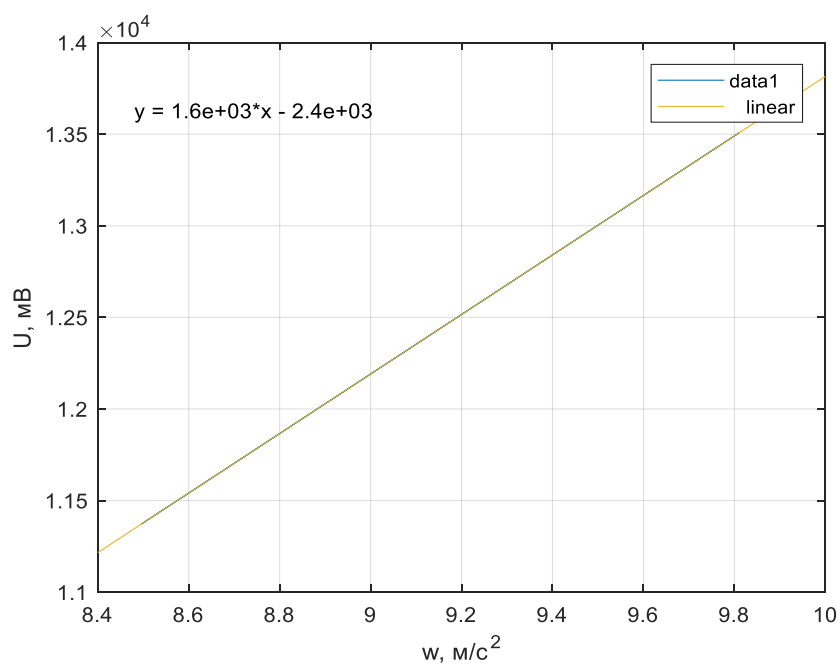


Рис 4.5. – Графік вихідного сигналу акселерометра по осі z

Після обробки даних для осей x , y , z було отримано параметри для подальшого дослідження:

- Масштабний коефіцієнт $[k] = \frac{[mB]}{[m/c^2]}$: $k_x = 1,6 \cdot 10^3$, $k_y = -1,7 \cdot 10^3$,
 $k_z = 1,6 \cdot 10^3$.
- Зміщення нуля $[U_0] = [mB]$: $U_x = 2,5 \cdot 10^3$, $U_y = 1,5 \cdot 10^3$,
 $U_z = -2,4 \cdot 10^3$.

За допомогою знайдених параметрів: зміщення нуля та масштабного коефіцієнту, маємо змогу розрахувати кут крену та тангажа. Подальші розрахунки виконані за формулами (1.1) та (1.2).

Кут крену розраховується по залежності (рис. 4.6):

$$\theta = \arcsin \frac{a_y}{g};$$

Кут тангажа визначається із співвідношення (рис. 4.7):

$$\gamma = -\arctg(a_x / a_z);$$

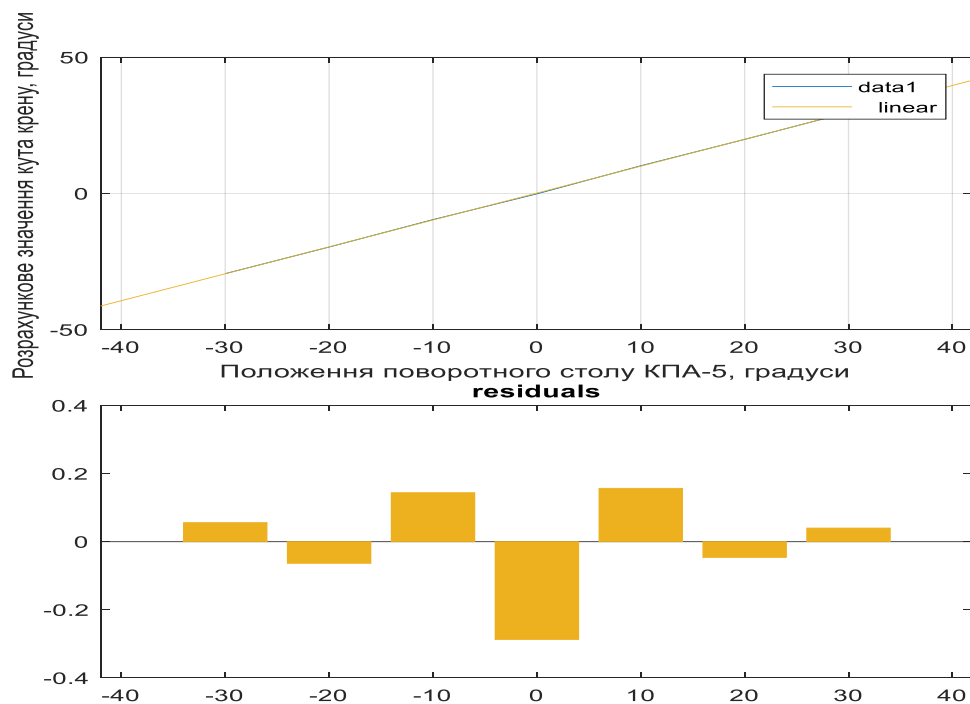


Рис. 4.6. Графіки розрахункового значення кута крену та нев'язки між експериментальним та розрахунковим графіками

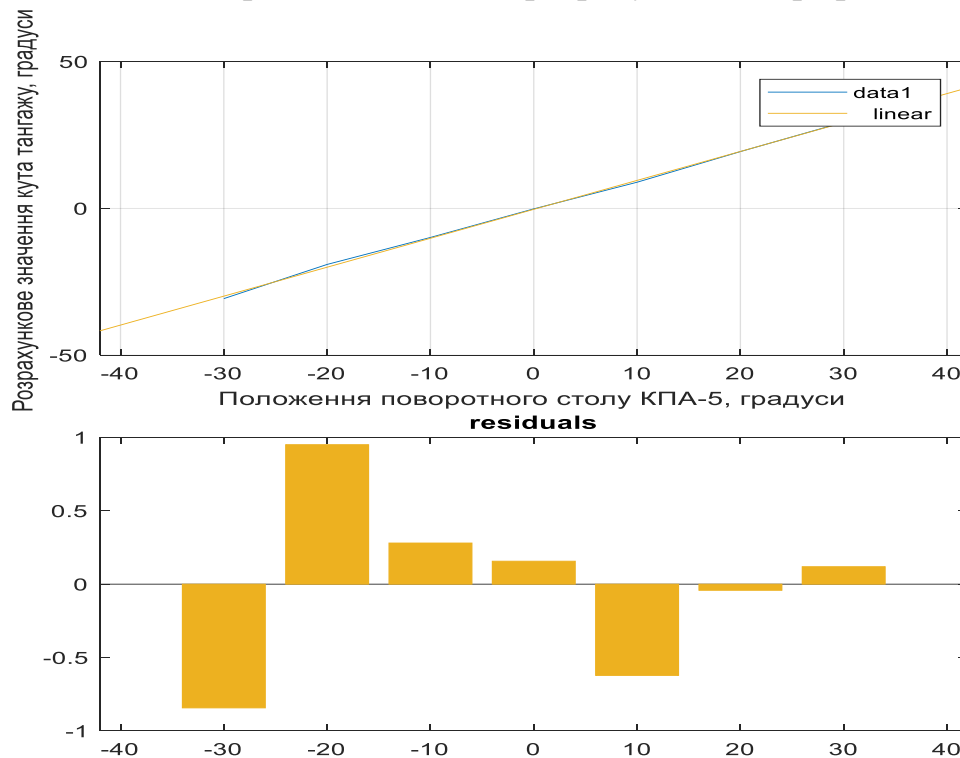


Рис. 4.7. Графіки розрахункового значення кута тангажу та нев'язки між експериментальним та розрахунковим графіками

Аналізуючи вище наведені графіки, були розраховані середньоквадратичні похибки кутів орієнтації. Середньоквадратична похибка по крену становить 0.1406° , а по тангажу 0.5503° .

4.4 Дослідження характеристик мікромеханічних датчиків кутової швидкості

Гіроскопічні датчики кутової швидкості (ДКШ) є одними з основних чутливих елементів сучасних систем орієнтації і навігації та систем стабілізації. ДКШ призначений для вимірювання проекції абсолютної кутової швидкості обертання ω на свою вимірювальну вісь. По кількості осей ДКШ поділяють на одноосні, двоосні та тривісні.

Нехай вимірювальною віссю ДКШ є вісь Z. Тоді в ідеалі вихідний сигнал ДКШ U_{wz} (наприклад – струм, напруга, код АЦП) повинен бути пропорційним проекції абсолютної кутової швидкості обертання w на вісь Z:

$$U_{wz} = k_z \cdot w_z, \quad (4.4)$$

де k_z - спільний коефіцієнт передачі (масштабний коефіцієнт), що включає коефіцієнт передачі власного датчика кута (кута переміщень) ДКШ, коефіцієнти передачі підсилювача та інших можливих перетворювачів вимірювального ланцюга.

В реальності кожен окремий екземпляр ДКШ має свої індивідуальні особливості у вигляді масштабного коефіцієнта, зміщення нуля, перехресних зв'язків та інших параметрів. Тобто більш реальна модель вихідного сигналу ДКШ має вигляд:

$$U_{wz} = k_w w_z + k_{zx} w_x + k_{zy} w_y + U_{wz0} + n_{wz}, \quad (4.5)$$

де k_{zx}, k_{zy} - коефіцієнти перехресної чутливості; U_{wz0} - зміщення нуля ДКШ; n_{wz} - шум вимірювання.

Датчики кутової швидкості можуть бути побудовані на абсолютно різних принципах, відповідно і модель вихідного сигналу (4.5) може бути уточнена за рахунок специфічних складових. Так для більшості типів ДКШ характерна істотна чутливість нуля до дії лінійного прискорення руху. Такими є всі електромеханічні гіроскопи, у тому числі і мікромеханічні. Для таких ДКШ модель вихідного сигналу (4.5) розширюють, додаючи складові, що є пропорційними до проекцій a_x, a_y, a_z на осі чутливості гіроскопів:

$$U_{wz} = k_z w_z + k_{zx} w_x + k_{zy} w_y + U_{wz0} + b_{zx} a_x + b_{zy} a_y + b_{zz} a_z + n_{wz}, \quad (4.6)$$

де $b_{zx}a_x, b_{zy}a_y, b_{zz}a_z$ - коефіцієнти чутливості нульового сигналу ДКШ до прискорень (так званий «дрейф від g»).

4.5 Калібрування датчика кутової швидкості на обертальному стенді

Задачею калібрування ДКШ є визначення параметрів моделі його вихідного сигналу (2.3) $k_z, k_{zx}, k_{zy}, U_{wz0}, b_{zx}, b_{zy}, b_{zz}$ з метою їх подальшого урахування при обчисленні дійсного значення вимірювальної кутової швидкості w_z .

На першому етапі калібрування задаються кутові швидкості обертання ДКШ, без зміни його положення відносно вектору прискорення сили тяжіння g . З цієї причини модель вихідного сигналу ДКШ (4.5), що може бути ідентифікована на даному етапі, приймає вигляд [8]:

$$U_{wz} = k_z w_z + k_{zx} w_x + k_{zy} w_y + U_{wz0}, \quad (4.7)$$

Для суттєвого зменшення впливу шуму вимірювання вихідний сигнал ДКШ осереднюється протягом часу (зазвичай 30...60 с), тому у виразі (4.4) шум вимірювань не враховується.

Для точного задання кутової швидкості обертання для дослідження використовуються поворотні стенди типу МПУ і УПГ з ручним заданням кутової швидкості.

Вимірювальний модуль MPU-9250 в якому встановлено ДКШ, було встановлено однією зі своїх баз на платформі поворотного приладу. Було сформовано напрям вимірювальної осі ДКШ, перпендикулярний до платформи поворотного пристрою. Для обчислення параметрів k_z, U_{wz0} , було задано три значення кутової швидкості w_z (10, 20, 30 °/с). Після проведення експерименту було отримано такий результат (рис. 4.8).

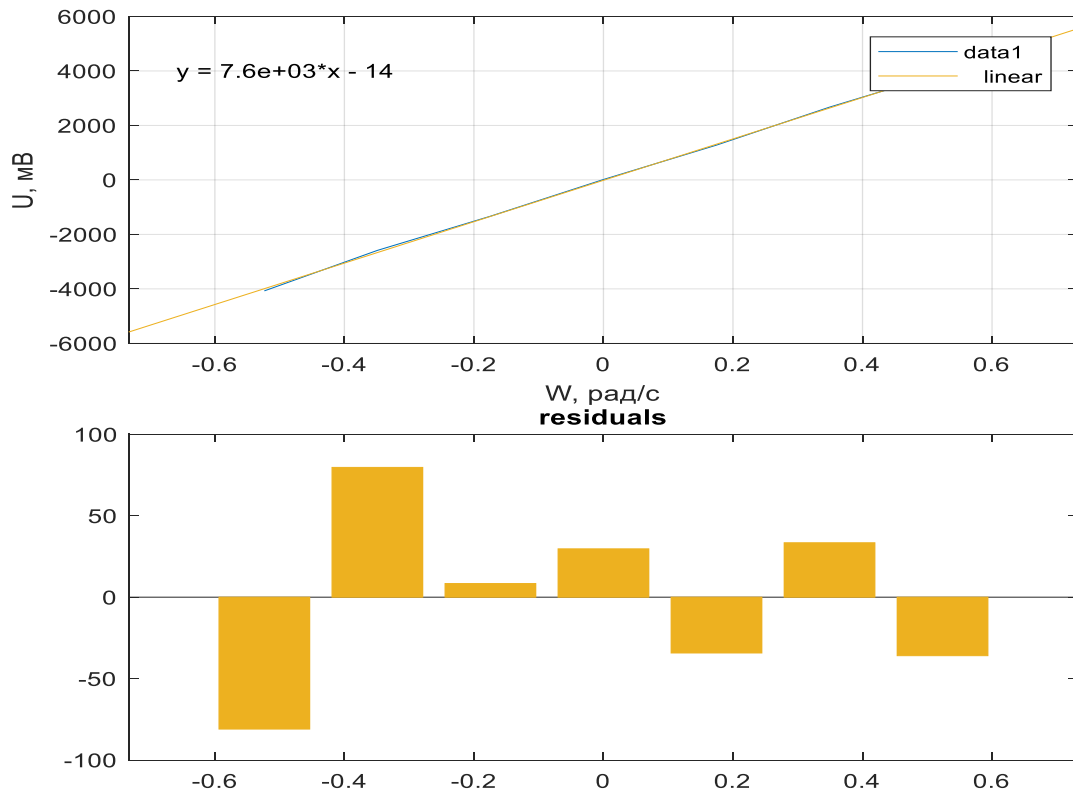


Рис. 4.8. Графіки вихідного сигналу ДКШ та
нев'язки між експериментальним та розрахунковим графіками

4.6 Дослідження характеристик магнітометрів

Покази магнітометрів є частиною телеметричних вимірювань при дослідженні відокремлюваних елементів. Магнітометри, як одні з вузько смугових датчиків, необхідні для визначення орієнтації та траєкторії польоту відокремлюваних елементів.

Теоретичні основи калібрування магнітометрів

Випробування проводяться на поворотному столі КПА-5 (рис.4.1), що забезпечує повороти блоку чутливих елементів у горизонтальній площині в межах 360 градусів та має можливість забезпечити зміну положення відносно площини горизонту. Нульовий напрямок шкали відліку виставляється на північ. Похибки виставки стола в горизонті мінімальні (не гірше 4 кут.хв – точність контрольного бульбашкового рівня) й забезпечується на етапі передкалібровочної підготовки. Похибка виставки

напрямку на Північ теж має бути мінімізована (орієнтовно до 6 кут.хв – точність відліку по ноніусній шкалі КПА-5).

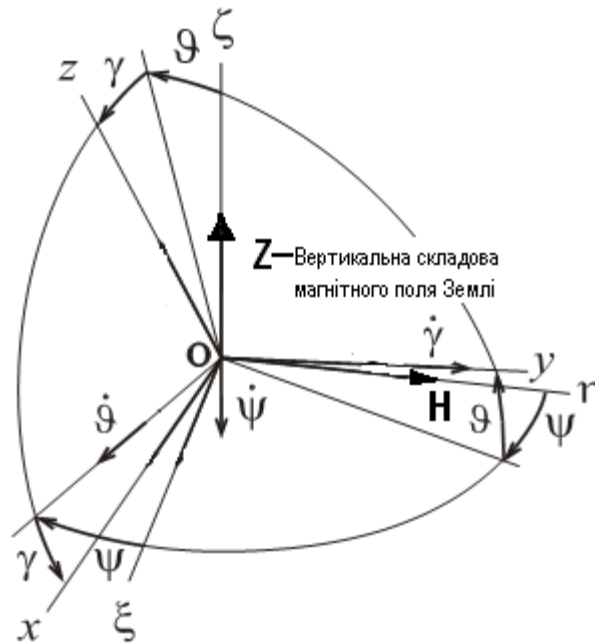


Рис. 4.9. Положення трьохвісного блока магнітометрів ($\Theta = 0$)

Магнітометри реагують на індукцію магнітного поля. Так як ці прилади призначені для використання в системі визначення орієнтації, то вони мають вимірювати проекції індукції магнітного поля Землі. Схема кутового положення для випробувань наведена на рис.4.9. На рис. 4.9. вгору по вісі ζ направлена вертикальна складова вектору магнітної індукції Землі Z ; H – горизонтальна складова вектору магнітної індукції Землі. Значення цих складових беруться з альманахів, розраховуються по моделі магнітного поля Землі IGRF-12 або отримують з показів еталонних датчиків магнітного поля Землі.

$OXYZ$ – ортогональна система координат, пов'язана із блоком чутливих елементів, $O\xi\eta\zeta$ – географічний супровідний тригранник, вісь $O\eta$ направлена на Північ, ψ – азимутальний кут, що визначає кут повороту блока чутливих елементів.

Математична модель вихідного сигналу магнітометра має враховувати величини масштабного коефіцієнта, зміщення нуля, відхилення осей

чутливості магнітометра від осей приладового тригранника OXYZ, вплив перехресних складових сигналу .

Підсумкову модель сигналів магнітометрів запишемо у вигляді:

$$\begin{aligned} U_{mx} &= k_{xx}m_x + k_{xy}m_y + k_{xz}m_z + U_{mX0}; \\ U_{my} &= k_{yx}m_x + k_{yy}m_y + k_{yz}m_z + U_{mY0}; \\ U_{mz} &= k_{zx}m_x + k_{zy}m_y + k_{zz}m_z + U_{mZ0}; \end{aligned} \quad (4.8)$$

де U_{mx}, U_{my}, U_{mz} - необроблені вихідні дані з магнітометрів у розмірності [Вольт] чи [Код]; k_{xx}, k_{yy}, k_{zz} - масштабні коефіцієнти магнітометрів відповідної вісі чутливості трьохвісного блока; $U_{mX0}, U_{mY0}, U_{mZ0}$ - зміщення нуля магнітометрів у розмірності вихідної величини даних з блока чутливих елементів; $k_{xy}, k_{xz}, k_{yx}, k_{yz}, k_{zx}, k_{zy}$ - коефіцієнти, що враховують неортогональність осей чутливості та похибки, викликані перехресною чутливістю.

При установці блоку в різних азимутальних положеннях та кутах нахилу γ складові магнітного поля Землі у проекціях на вісі блоку чутливих елементів (див. рис.3.9)

$$\begin{cases} m_x = -H \sin \psi \cos \gamma - Z \sin \gamma; \\ m_y = H \cos \psi; \\ m_z = -H \sin \psi \sin \gamma + Z \cos \gamma. \end{cases} \quad (4.9)$$

У сигналах з формули (4.8) невідомими параметрами є масштабні коефіцієнти, зміщення нулів, коефіцієнти, що враховують неортогональність вісей чутливості та перехресну чутливість. За результатами вимірів у відомих положеннях (кути ψ та γ) можна обчислити вищеописані параметри методом найменших квадратів (МНК).

4.7 Метод найменших квадратів для обчислення параметрів магнітометрів

Оцінки МНК обчислюють за допомогою наступного виразу [4]:

$$\hat{\theta} = [X^T X]^{-1} X^T y, \quad (4.10)$$

де $\theta[p]$ – вектор оцінок параметрів вимірності p ;

$X[N \times p]$ – матриця вимірів;

$y[N]$ – вектор вимірів залежної змінної. Елементи матриці вимірів обчислюються по-своєму для кожної конкретної моделі. Так для моделі:

$$y(k) = a_0 + a_1 x_1(k) + a_2 x_2(k) + a_3 x_3(k) + \varepsilon(k), \quad (4.11)$$

матриця вимірів має вигляд:

$$X = \begin{bmatrix} 1 & x_1(1) & x_2(1) & x_3(1) \\ 1 & x_1(2) & x_2(2) & x_3(2) \\ 1 & . & . & . \\ 1 & x_1(N) & x_2(N) & x_3(N) \end{bmatrix}. \quad (4.12)$$

У ході проведення експериментального дослідження, калібрування було виконано на калібровочному столі КПА-5 в горизонтальному положенні та з нахилом 10° , 20° . Після було побудовано відповідні графіки (рис. 4.11 – 4.13) для вихідного сигналу магнітометрів:

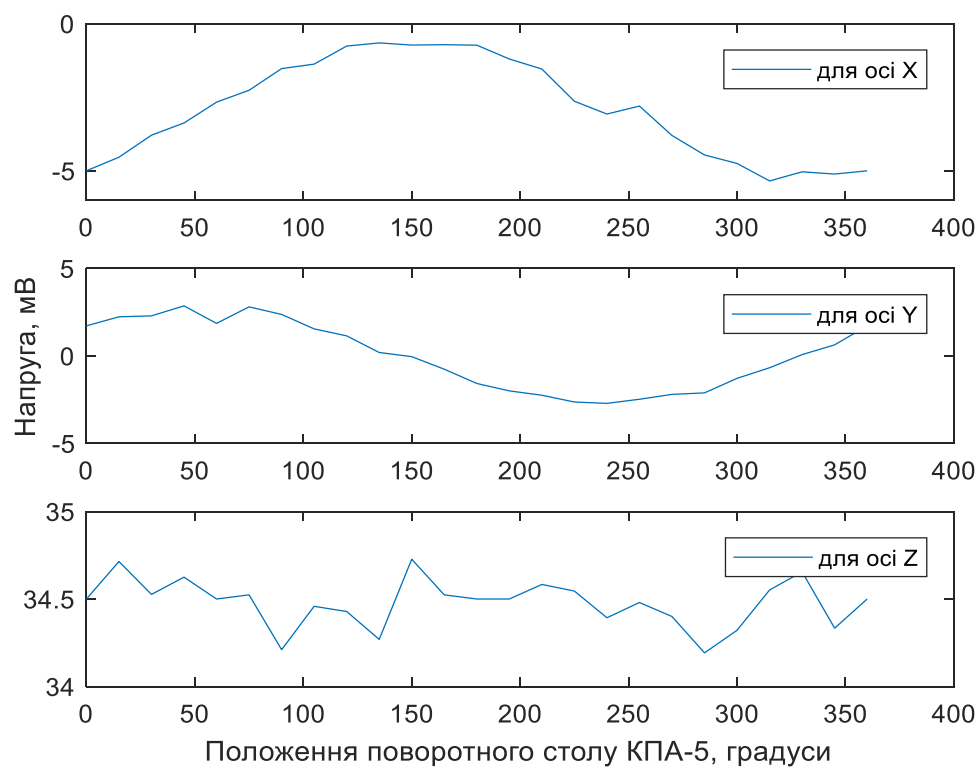


Рис. 4.10. Вихідні сигнали магнітометрів для горизонтального положення

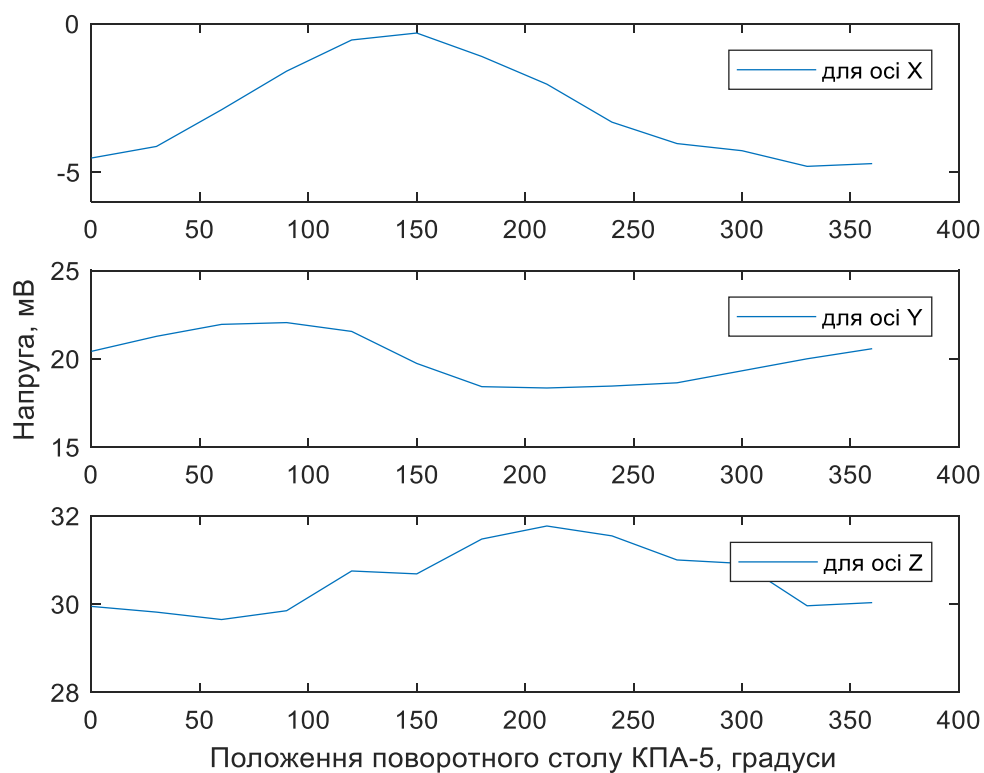


Рис. 4.11. Вихідні сигнали магнітометрів з нахилом 10°

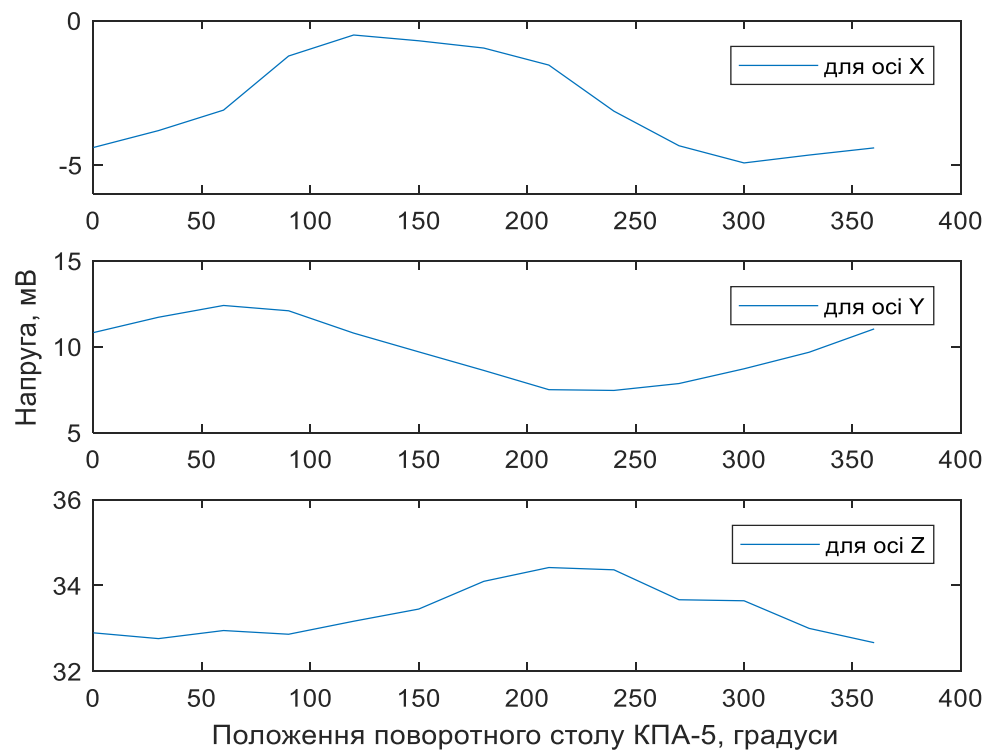


Рис. 4.12. Вихідні сигнали магнітометрів з нахилом 20°

За допомогою методу найменших квадратів (МНК) було розраховано зміщення нуля U_0 та масштабний коефіцієнт k для вихідних сигналів магнітометрів з нахилом 10° . Знайдені параметри представлені в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1. Значення знайдених коефіцієнтів і нульових сигналів

Коефіцієнт	Значення
k_{xx}	0.012
k_{xy}	$-5.9333 \cdot 10^{-5}$
k_{xz}	$-1.1079 \cdot 10^{-4}$
k_{yx}	$-1.0709 \cdot 10^{-4}$
k_{yy}	0.0129
k_{yz}	-0.0019
k_{zx}	$-2.6362 \cdot 10^{-4}$
k_{zy}	$-3.4507 \cdot 10^{-4}$
k_{zz}	0.0088
U_{x0}	8.1037
U_{y0}	-345.3406
U_{z0}	134.6858

Для перевірки знайдених коефіцієнтів знайдемо проекції T_x, T_y, T_z :

$$\begin{cases} T_x = -H \sin \psi \cos \gamma - Z \sin \gamma; \\ T_y = H \cos \psi; \\ T_z = -H \sin \psi \sin \gamma + Z \cos \gamma. \end{cases}$$

H , Z – відповідно горизонтальна і вертикальна складова вектору магнітної індукції магнітного поля Землі. Розрахункові значення H і Z були взяті наступні: $H=-19,45$ мкТл ; $Z=-46,7$ мкТл. [6].

Таблиця 4.2. Відкалібровані значення проекцій T_x, T_y, T_z , в гаммах

Кут $K, ^\circ$	T_x	T_y	T_z
0	18965	-277,33	-46975
30	16445	9208,2	-47275
60	9540,2	16144	-47376
90	27,444	19264	-47284
120	-8436,8	16654	-47211
150	-16511	9045,3	-46846
180	-18963	-277,33	-46975
210	-16001	-9840,7	-46955
240	-9524,9	-16454	-47342
270	27,444	-18664	-47284
300	9482,4	-13878	-47348
330	16457	-9467	-47600
360	19003	-196,84	-47871

За допомогою знайдених параметрів, маємо змогу розрахувати магнітний курс за формулою (1.4). Враховуючи всі параметри отримаємо:

$$\alpha = \arctg \frac{-(T_x \cos \gamma + T_z \sin \gamma)}{T_y}.$$

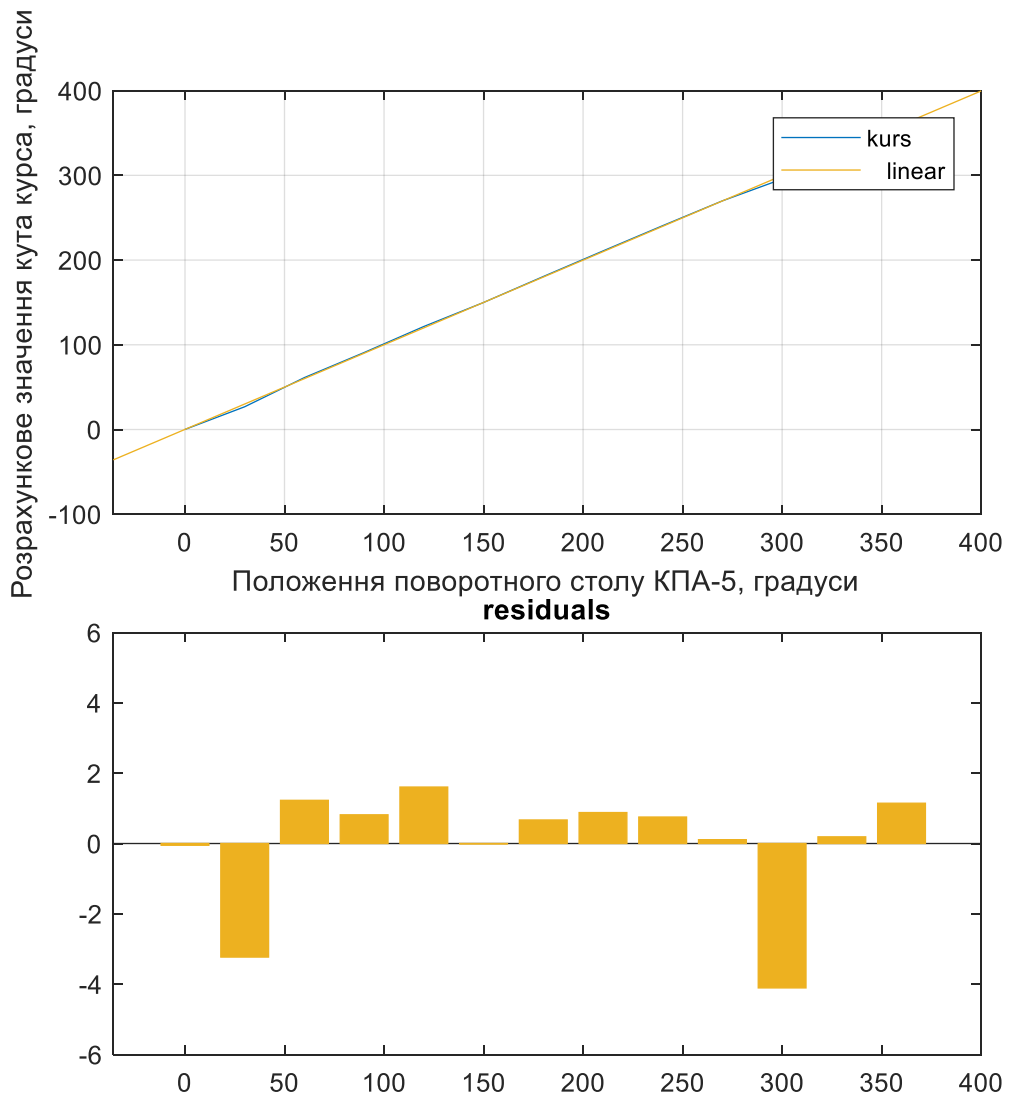


Рис. 4.13. Графіки розрахункового значення кута курсу та нев'язки між експериментальним та розрахунковим графіками

Аналізуючи вище наведені графіки, було розраховано середньоквадратичну похибку магнітного курсу. Середньоквадратична похибка становить 1.645° .

За вище наведеним прикладом, було також отримано графіки для вихідних сигналів магнітометрів з нахилом поворотного столу КПА-5 $\gamma = 20^\circ$.

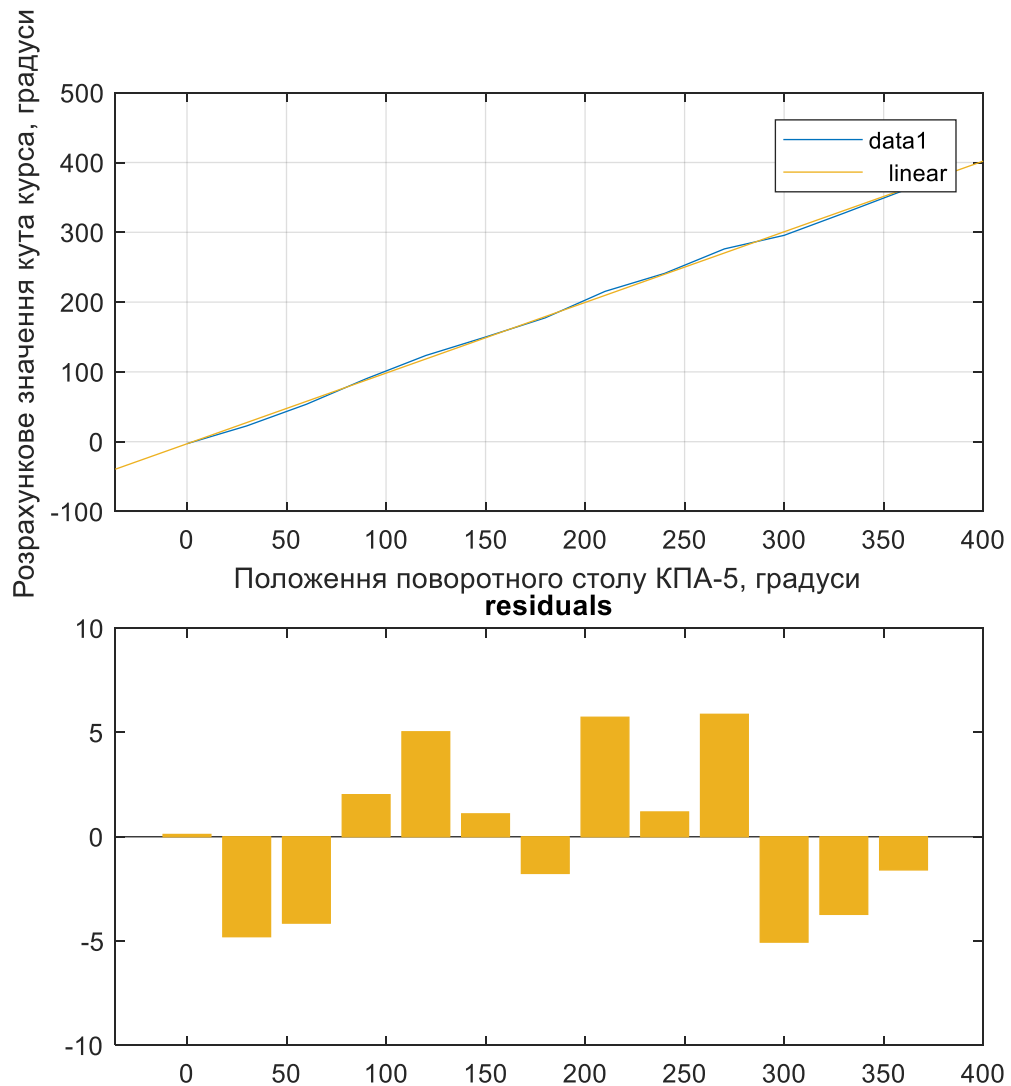


Рис. 4.14. Графіки розрахункового значення кута курсу та нев'язки між експериментальним та розрахунковим графіками

Після аналізу отриманих результатів, а саме розрахункового значення кута курсу, було отримано похибку визначення кута. Середньоквадратична похибка становить 3.613° .

РОЗДІЛ 5

МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ АНАЛІТИЧНОГО КОМПАСУ В ДИНАМІЦІ

5.1 Математична модель прискорень, які впливають на роботу приладу

Хитавицю об'єкті навколо повздовжньої осі аналітичного компасу представимо у вигляді гармонічної складової, з малими амплітудами, тобто у вигляді: $\gamma = \gamma_m \sin wt$.

Для подальшого моделювання системи компасу, потрібного обрахувати доцентрове, тангенціальне та Коріолісове прискорення:

$$W_m = s\ddot{\gamma},$$

$$W_{доц} = s\dot{\gamma}^2,$$

$$W_k = -2\dot{\gamma} \times v,$$

де s – відстань від центру хитавиці до встановленого приладу на об'єкті, тобто аналітичного компасу. Прийmemo, що об'єкт не рухомий, але під дією хитавиці, тому $W_k \approx 0$. Схема для моделювання представлена на рис. 5.1.

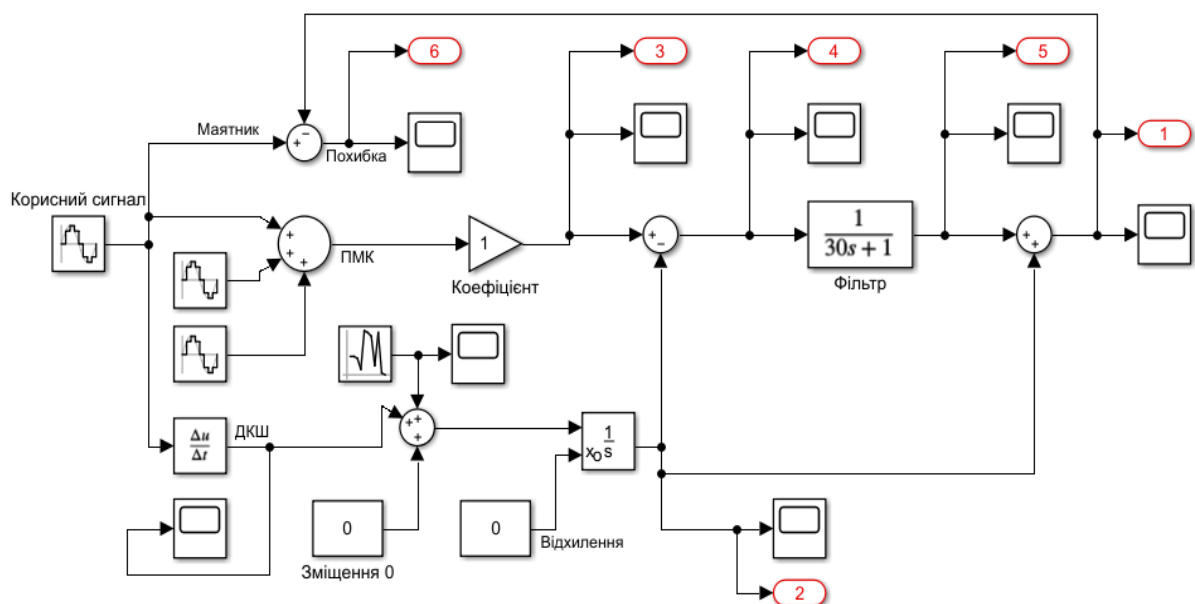


Рис. 5.1. Структурна схема ГМК

Було проведено аналіз залежностей похибки ПМК від впливу частоти, амплітуди вхідного сигналу, зміщення нуля гіроскопа, рівня шуму гіроскопа та постійної часу ГМК. Після чого було отримано результуючі графіки (рис. 5.1).

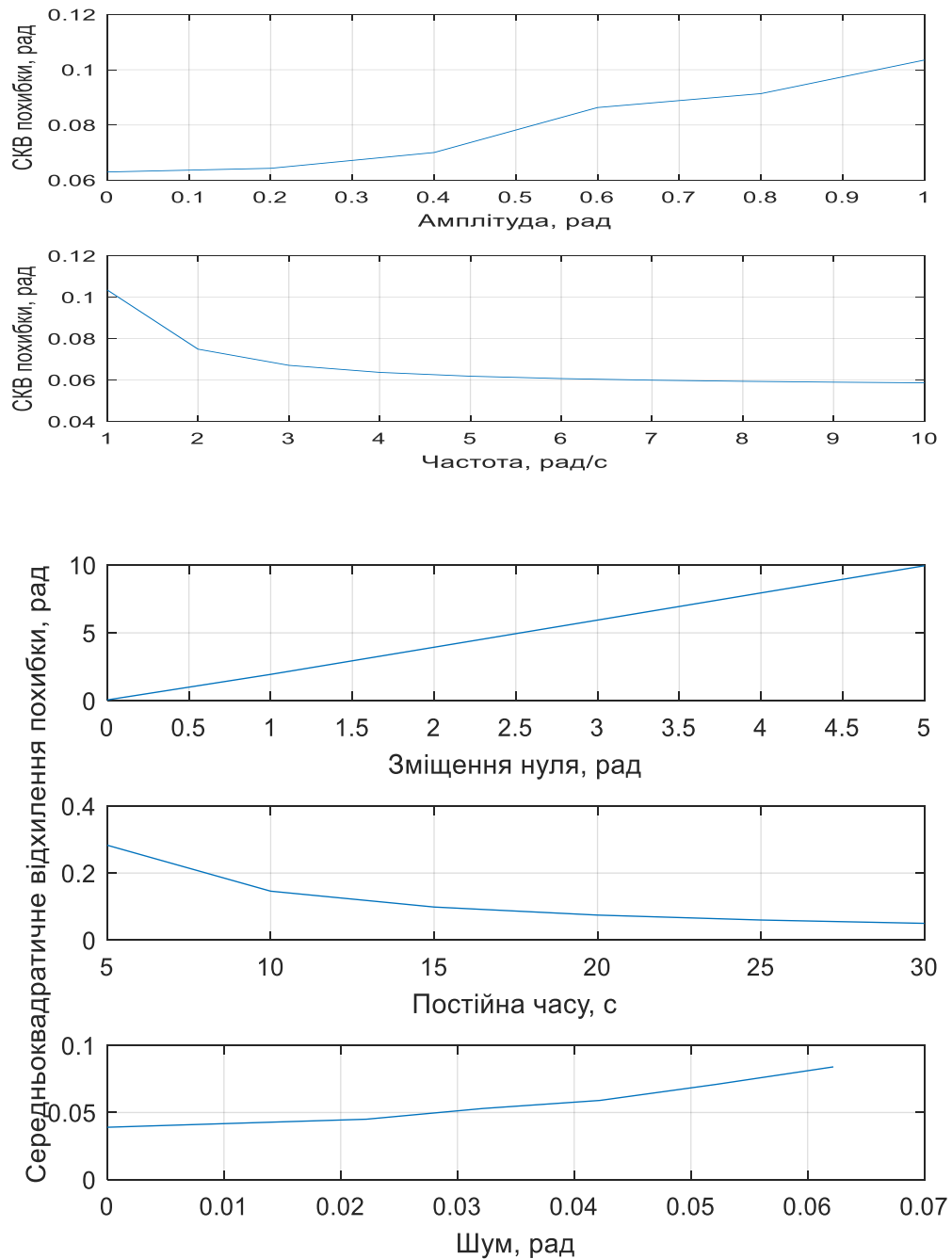


Рис. 5.1. Залежність похибок від впливу параметрів ПМК

Дані, які було використані для моделювання структурної схеми системи ГМК: хитавиця з амплітудою по повздовжній осі до 2° та частота до 1 Гц. Отримані результати представлені на рис. 5.2.

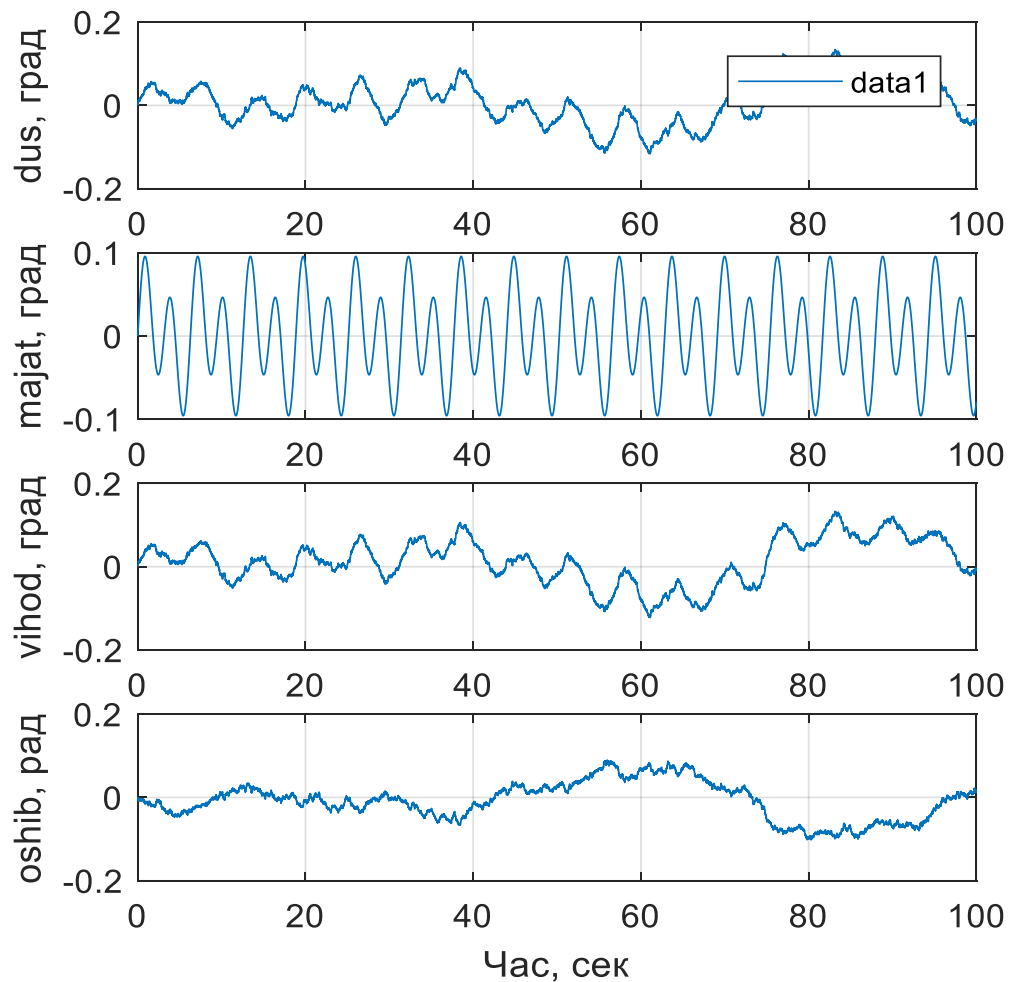


Рис. 5.2. Результати моделювання ПМК

Проаналізувавши вище отримані графіки та врахувавши отримані параметри: похибки вимірювання чутливих елементів модуля MPU-9250, а саме гіроскопа, акселерометра та магнітометра, отримуємо середньоквадратичну похибку по крену і тангажу не більшу 2° . Середньоквадратичну похибку кута курсу не більшою 3° .

ВИСНОВКИ

Було розглянуто схеми існуючих аналітичних компасів, розроблено макет аналітичного компасу та алгоритм його роботи.

Розглянуто аналіз динаміки основних схем гіромагнітних компасів: схема з моментною пропорційною корекцією та за схемою компенсації.

У третьому розділі наведено характеристики використовуємої апаратури та схема підключення модуля MPU-9250 до плати Arduino Uno R3.

У четвертому розділі наведено калібрування акселерометра, гіроскопа та магнітометра. Розраховано всі потрібні параметри для визначення кутів орієнтації (крену, тангажу та курсу). А також отримано середньоквадратичні похибки їх роботи.

Після отримання всіх важливих параметрів та врахування похибок проведено моделювання аналітичного компасу в середовищі Simulink. В результаті отримуємо середньоквадратичну похибку по крену і тангажу не більшу 2° . Середньоквадратичну похибку кута курсу не більшою 3° .

Таким чином, використовуючи сучасні мікромеханічні датчики, можемо отримати результати не гірші, ніж в гіромагнітному компасі в класичному вигляді, з перевагою в габаритах, вазі, технології виготовлення та ціні.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Одинцов А.А, Теория и расчет гироскопических приборов. Киев: Вища школа, 1985. – 392с.
2. Алексеев Г.В., Алексеев Н.В., Ротштейн А.Я., Использование вспомогательного поля при измерении компонентов МПЗ. Геодезическая аппаратура. – Л.:Недра, 1973. 51. - с.19...23.
3. Одинцов А.А, Ориентация объектов в магнитном поле Земли: учеб. пособие / А.А. Одинцов, В.В. Мелешко, С.А. Шаров. – К. : Корнійчук, 2007. – 152с.
4. Кузовков И.Т., Салычев О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. – М.: Машиностроение, 1982. – 216с.
5. С.С.Ривкин, Определение параметров ориентации объекта бесплатформенной инерциальной системой / С.С. Ривкин, Д.М. Окон – СПб: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электронприбор», 1996 – 226с.
6. §13: Матвеев В.А. Гироскоп – это просто / В.А. Матвеев – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2012. = 191с: ил.
7. National Centers for Environmental Information. – Режим доступа: <https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/calculators/magcalc.shtml?#igrfwm>
[m](#)
8. Мелешко В.В., Нестеренко О.И., Бесплатформенные инерциальные навигационные системы, 2011. – 172с.

ДОДАТКИ

Код програми для зчитування невідкаліброваних значень з датчиків

```
#include "Wire.h"
#include "I2Cdev.h"
#include "MPU9250.h"

MPU9250 accelgyro;

int16_t ax, ay, az;
int16_t gx, gy, gz;
int16_t mx, my, mz;

void setup()
{
  Wire.begin();
  Serial.begin(19200);
  Serial.println("Initializing I2C devices...");
  accelgyro.initialize();
  Serial.println("Testing device connections...");
  Serial.println(accelgyro.testConnection() ? "MPU9250 connection successful" : "MPU9250 connection failed");
}

void loop()
{
  accelgyro.getMotion9(&ax, &ay, &az, &gx, &gy, &gz, &mx, &my, &mz);
  //Serial.print("a/g/m:\t");
  Serial.print(ax); Serial.print("\t");
  Serial.print(ay); Serial.print("\t");
  Serial.print(az); Serial.print("\t");
  Serial.print(gx); Serial.print("\t");
  Serial.print(gy); Serial.print("\t");
  Serial.print(gz); Serial.print("\t");
  Serial.print(mx); Serial.print("\t");
  Serial.print(my); Serial.print("\t");
  Serial.println(mz);
  delay(333); }
```